



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO

**“Diseño del Módulo de Cálculo de
Potencia Eléctrica para su aplicación
en una CDF”**

Javier Piqueras Carreño

Ciencias y Tecnologías Aeroespaciales

2013/2014



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO

**“Diseño del Módulo de Cálculo de
Potencia Eléctrica para su aplicación
en una CDF”**

Santiago Pindado Carrión

Javier Piqueras Carreño

Ciencias y Tecnologías Aeroespaciales

2013/2014

Agradecimientos

A mis padres, por todo su apoyo, ya que han sido ellos los que me han animado y me han hecho posible estudiar esta bonita carrera.

A mi hermana, por todas las tonterías por las que hemos pasado, y que aunque no nos lo decimos, nos echamos de menos mutuamente.

A mi familia entera, que a pesar del poco tiempo que puedo pasar con ellos, siempre se preocupan por mí.

A la Escuela, y principalmente a sus profesores, por todos los conocimientos que me han aportado y los valores que he adquirido a lo largo de estos años que me han hecho crecer como persona.

Al profesor Santiago Pindado, por preocuparse siempre por el proyecto, y por su esfuerzo con esas detalladas correcciones.

A mis compañeros de clase, residencia y piso por haber tenido que soportarme todo este tiempo.

Índice

Tabla de contenidos

CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN.....7

1.1. Objetivos	7
1.1.1. Objetivo 1	8
1.1.2. Objetivo 2	8
1.1.3. Objetivo 3	8
1.1.4. Objetivo 4	8
1.1.5. Objetivo 5	8
1.1.6. Objetivo 6	9
1.1.7. Objetivo 7	9
1.1.8. Objetivo 8	9
1.1.9. Objetivo 9	9
1.1.10. Objetivo 10	9
1.1.11. Objetivo 11	9
1.2. Revisión Histórica	10
1.2.1. Satélites Terrestres	12
1.3. Introducción a la Ingeniería Concurrente y a una Instalación CDF.....	13
1.4. Bibliografía	15

CAPÍTULO 2: ENTORNO Y CARACTERÍSTICAS DE UNA MISIÓN ESPACIAL..... 17

2.1. Introducción	17
2.2. Entorno Espacial	17
2.2.1. Campo Magnético	18
2.2.2. Vacío	19

2.2.3.	Microgravedad	19
2.2.4.	Cinturones de Van Allen	21
2.2.5.	Viento y Erupciones Solares	22
2.2.6.	Basura Espacial y Micrometeoritos	22
2.3.	Tipo de Misiones.....	24
2.3.1.	Comunicaciones.....	24
2.3.2.	Navegación	25
2.3.3.	Detección Remota	26
2.3.4.	Otras	26
2.4.	Clasificación de Órbitas Terrestres en Función de la Altitud	26
2.4.1.	Órbitas LEO	27
2.4.2.	Órbitas MEO	28
2.4.3.	Órbitas Geosíncronas	28
2.4.4.	Órbitas HEO	29
2.5.	Órbitas Terrestres Particulares	29
2.5.1.	Órbita GEO.....	29
2.5.2.	Órbita Semisíncrona	31
2.5.3.	Órbitas Heliosíncronas.....	31
2.5.4.	Órbita Molniya.....	32
2.6.	Eclipses.....	33
2.7.	Bibliografía	37

CAPÍTULO 3: SUBSISTEMAS DE UN VEHÍCULO ESPACIAL..... 39

3.1.	Introducción	39
3.2.	Subsistema de Actitud	40
3.2.1.	Métodos de Estabilización.....	40
3.2.2.	Determinación de la Actitud.....	41
3.2.3.	Control de la Actitud.....	43
3.3.	Control Térmico	44
3.3.1.	Objetivos del Subsistema Térmico	44
3.3.2.	Ambiente Térmico	45
3.3.3.	Componentes del Control Térmico.....	47
3.4.	Introducción al Subsistema de Potencia	51
3.5.	Otros Subsistemas	52
3.6.	Bibliografía	52

CAPÍTULO 4: INGENIERÍA CONCURRENTE	53
4.1. Introducción	53
4.2. Fases del Proyecto de una Misión Espacial	53
4.3. Diseño Clásico	57
4.4. Ingeniería Concurrente	58
4.5. Instalación de Diseño Concurrente o CDF	60
4.6. Instalación de Diseño Concurrente (CDF) de IDR/UPM	62
4.7. Bibliografía	66
 CAPÍTULO 5: SUBSISTEMA DE POTENCIA ELÉCTRICA.....	67
5.1. Introducción	67
5.2. Fuente de Energía	68
5.2.1. Paneles Solares	70
5.2.2. Batería Primaria	78
5.2.3. Pila de Combustible	78
5.2.4. Generador Termoeléctrico de Radioisótopos	79
5.2.5. Sistema Solar Dinámico	80
5.3. Almacenamiento de la Energía	82
5.4. Distribución de la Potencia Eléctrica	85
5.5. Regulación y Control de la Potencia Eléctrica	88
5.5.1. Control de la Potencia Eléctrica	88
5.5.2. Regulación de la Potencia Eléctrica	89
5.6. Bibliografía	92
 CAPÍTULO 6: DIMENSIONADO DEL SUBSISTEMA DE POTENCIA	93
6.1. Introducción	93
6.2. Estimación de la Potencia Necesaria	94
6.3. Paneles Fotovoltaicos	96
6.3.1. Paneles Desplegables	103
6.3.2. Paneles Montados en Estructura Cilíndrica	103
6.3.3. Paneles Montados en Estructura Cúbica	108
6.4. Otros Parámetros	110

6.4.1.	Voltaje del Bus	110
6.4.2.	Número de Células Solares	111
6.4.3.	Potencia a Disipar	111
6.5.	Baterías	112
6.6.	Otras Fuentes de Energía	115
6.7.	Diseño Estadístico	116
6.8.	Bibliografía	121

CAPÍTULO 7: MÓDULO DE CÁLCULO 123

7.1.	Introducción	123
7.2.	Descripción del Módulo	124
7.3.	Estructura del Módulo	124
7.3.1.	Programa Principal	125
7.3.2.	Comunicación entre Módulos	128
7.3.3.	Interfaz Gráfica	134
7.4.	Posible Desarrollo Posterior	135
7.5.	Bibliografía	136

CAPÍTULO 8: CASOS DE APLICACIÓN 137

8.1.	Introducción	137
8.2.	Caso 1.....	137
8.2.1.	Enunciado	137
8.2.2.	Diseño	138
8.3.	Caso 2.....	145
8.3.1.	Enunciado	145
8.3.2.	Diseño	145
8.4.	Caso 3.....	151
8.4.1.	Enunciado	151
8.4.2.	Diseño	151
8.5.	Caso 4.....	157
8.5.1.	Enunciado	157
8.5.2.	Diseño	157

CAPÍTULO 9: CONCLUSIONES.....	161
ANEXO I: MANUAL DEL MÓDULO DE CÁLCULO DE POTENCIA ELÉCTRICA..	163
ANEXO II: ACTIVIDADES DE LA CDF DE LA ESA.....	239
AII.1. Lista de Estudios y Análisis de la Instalación CDF de la ESA	239
AII.2 Bibliografía.....	246

Capítulo 1

Introducción

El desarrollo del presente trabajo sigue, tanto una línea cronológica de las tareas realizadas, como una lógica, en la que se parte de un conocimiento mínimo de los sistemas espaciales hasta llegar al diseño completo de un Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica de un satélite para su aplicación en una instalación de diseño concurrente o CDF. De este modo, el lector, en función de su dominio de la materia, podrá emprender el documento desde su comienzo o saltar los capítulos que hagan referencia a conocimientos con los que esté familiarizado para iniciar la lectura en los capítulos de su interés.

El propósito de este capítulo introductorio será, en primer lugar, realizar una exposición de los objetivos que presenta este proyecto y la forma en la que se han abordado. En segundo lugar, exponer una breve revisión histórica para introducir el contexto de las misiones espaciales, para, en último lugar, plantear la metodología de trabajo de ingeniería concurrente que se seguirá a lo largo de todo el proyecto.

1.1. Objetivos

La finalidad del presente trabajo, como se ha comentado, y como indica el propio nombre del proyecto, será el desarrollo e implementación de un Módulo de Potencia para que sea utilizado en una instalación de diseño concurrente, concretamente en la instalación CDF del “Instituto de Microgravedad Ignacio Da Riva” (IDR/UPM). No obstante, para la consecución de dicha meta, se deberán ir cumplimentando a su vez una serie de objetivos que se abordarán sucesivamente a lo largo de los capítulos de los que está compuesto el trabajo, y que se detallan a continuación:

1.1.1. Objetivo 1

Conocer el estado del arte de los sistemas espaciales, valiéndose para ello de la cuantiosa bibliografía existente que aborda, tanto a los propios vehículos espaciales, como las particularidades del entorno en el que deben desarrollar su misión. Este objetivo se desarrolla a lo largo del “Capítulo 2: Entorno y Características de una Misión Espacial” y del “Capítulo 3: Subsistemas de un Vehículo Espacial”.

1.1.2. Objetivo 2

Familiarizarse con un sistema de trabajo basado en la ingeniería concurrente, es decir, un sistema capaz de relacionar los diferentes subsistemas casi en tiempo real, en lugar del tradicional proceso iterativo. Este objetivo se desarrolla en el “Capítulo 4: Ingeniería Concurrente”.

1.1.3. Objetivo 3

Conocer en profundidad el estado del arte de los subsistemas de potencia espaciales. Basándose, de nuevo, en la bibliografía existente, pero esta vez centrada en dicho tema. Este objetivo se aborda en el “Capítulo 5: Subsistema de Potencia Eléctrica”.

1.1.4. Objetivo 4

Obtención de diferentes modelos de dimensionado de los componentes, basados en los requerimientos de la misión o en estimaciones estadísticas, a partir de los desarrollos realizados al cumplimentar los objetivos anteriores. Este objetivo se aborda en el “Capítulo 6: Dimensionado del Subsistema de Potencia”.

1.1.5. Objetivo 5

Implementación de las ecuaciones de los modelos seleccionados en un programa, o Módulo de Cálculo, que permita obtener todos los parámetros del sistema de potencia a partir de unos datos de entrada, que procederán de los requerimientos fijados por la misión (inputs de una base de datos), o serán seleccionados por el propio ingeniero de potencia que esté dimensionando el subsistema. Teniendo en cuenta, además, la necesidad de realizar un programa lo más flexible posible en cuanto a datos de entrada, es decir, que el Módulo de Cálculo sea capaz de aportar como datos de salida la mayor cantidad de información posible a partir de los mínimos datos de entrada, que no siempre serán los mismos. Este objetivo se y la manera en la que se cumplimenta se expone en el “Capítulo 7: Módulo de Cálculo”.

1.1.6. Objetivo 6

Implementar las ecuaciones que relacionen el subsistema de potencia con el resto de subsistemas. Por ejemplo, el exceso de potencia a eléctrica a disipar será un requerimiento del subsistema térmico. Este objetivo se desarrolla principalmente en el “Capítulo 7: Módulo de Cálculo”, aunque también se aborda en el “Capítulo 4: Ingeniería Concurrente”.

1.1.7. Objetivo 7

Familiarización con una base de datos de ingeniería, donde cada subsistema guarda sus datos de salida y utiliza como entrada los datos de salida de los otros subsistemas. Este objetivo, de nuevo, se trata tanto en el “Capítulo 7: Módulo de Cálculo”, como en el “Capítulo 4: Ingeniería Concurrente”.

1.1.8. Objetivo 8

Desarrollo de una interfaz gráfica que facilite el uso del programa de dimensionado, lo que permite al ingeniero de potencia familiarizarse rápidamente en el uso del Módulo de Cálculo. Este objetivo es una característica del propio Módulo, y como tal se trata en el “Capítulo 7: Módulo de Cálculo”. También se expone a lo largo del “Anexo 1: Manual de Usuario”, aunque en dicha parte se tratará de explicar la interfaz gráfica del Módulo de Cálculo a un nivel explicativo del uso del software.

1.1.9. Objetivo 9

Implementación de un sistema de comunicación del programa de dimensionado del subsistema de potencia con la base de datos. De nuevo, como característica propia del Módulo de Cálculo, este objetivo se desarrolla en el “Capítulo 7: Módulo de Cálculo” y en el “Anexo 1: Manual de Usuario”.

1.1.10. Objetivo 10

Realización de una serie de ejemplos de uso que muestren las funcionalidades características del Módulo de Cálculo y sirvan de guía rápida para que el ingeniero de potencia se familiarice con el uso del programa. Este objetivo se desarrolla en el “Capítulo 8: Casos de Aplicación”.

1.1.11. Objetivo 11

Desarrollo de un manual de utilización del programa. Como indica el propio objetivo, éste está desarrollado en el “Anexo 1: Manual de Usuario”.

1.2. Revisión Histórica

Siempre que se desee abordar desde un nivel básico un tema concerniente a misiones o vehículos espaciales conviene realizar, aunque breve, un desarrollo histórico que muestre de algún modo los hitos que se han conseguido a lo largo de la exploración espacial hasta llegar a lo que se podría considerar la madurez actual de la tecnología que permite llevar a cabo dichas misiones. Así pues, a continuación se expone un breve repaso histórico.

Se puede considerar que la era espacial propiamente dicha se inicia el 4 de octubre de 1957 cuando el primer satélite artificial, Sputnik 1, fue puesto en órbita por la URSS. A pesar de su simple diseño, consistente únicamente en una esfera de aluminio de 58 cm de diámetro de aproximadamente 83 kg con cuatro antenas unida a ella, fue capaz de aportar información científicamente importante referente a la densidad de las capas altas de la atmósfera y a la ionosfera.

Además de la repercusión tecnológica que supuso este hito, su importancia radica también en que supuso el inicio de la llamada carrera espacial, una competencia entre EEUU y la URSS que llevó a un rápido desarrollo de la tecnología espacial, consiguiendo, en tan sólo 12 años, pasar de poder enviar únicamente pequeños satélites a órbitas bajas a tener la capacidad de enviar a un ser humano a la Luna.

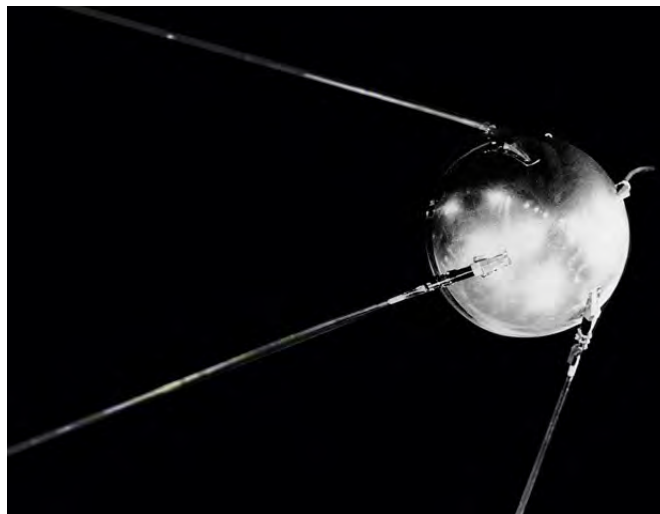


Figura 1.1. Sputnik I, primer satélite artificial [1].

Al mismo tiempo, como respuesta a la URSS, Estados Unidos desarrolla en paralelo su programa espacial, logrando poner en órbita su primer satélite, el Explorer 1 el 31 de enero de 1958, y que fue además el primero en descubrir los cinturones de radiación de Van Allen. A este hito le siguieron numerosos logros entre los que se puede destacar la puesta en órbita del primer satélite de comunicaciones geoestacionario, el Syncom 3, lanzado en 1964, y que permitió la retransmisión de los Juegos Olímpicos de Tokio hasta Estados Unidos.

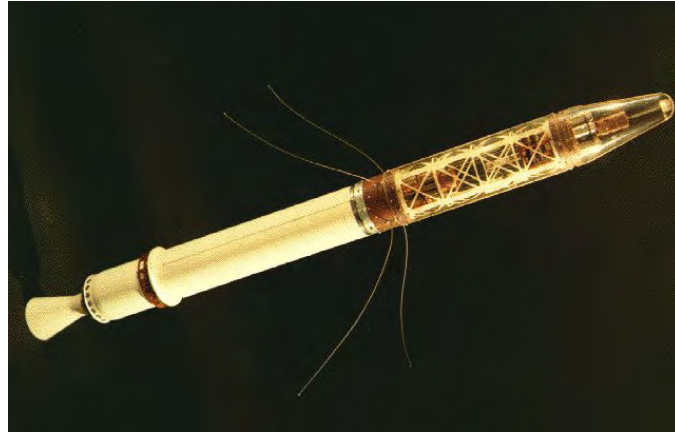


Figura 1.2. Explorer I, primer satélite de Estados Unidos [1].

Finalmente el mayor éxito de la carrera espacial iniciada en 1957, y que además la concluye, fue la llegada por primera vez de un ser humano a la Luna como parte de la misión Apolo XI. Este hito tuvo lugar el 21 de julio de 1969 cuando los astronautas Neil Armstrong y Edwin Aldrin pisaron la superficie lunar mientras su compañero Michael Collins esperaba orbitando el astro en el módulo de mando.

La exploración espacial continuó tras el fin de la carrera espacial, desarrollándose cada vez ingenios espaciales más grandes y complejos. La estación espacial Mir es un ejemplo de ello, logrando ser el primer vehículo espacial habitado permanentemente desde la puesta en órbita del primer módulo en 1986, hasta su desorbitación y reentrada en 2001. A la estación Mir le siguió, desde 1998, la Estación Espacial Internacional (ISS), fruto de la colaboración de las agencias espaciales estadounidense, europea, rusa, japonesa y canadiense. La Estación Espacial Internacional es actualmente el objeto artificial en órbita más grande, sirviendo como centro de investigación para los hasta 6 tripulantes que admite.

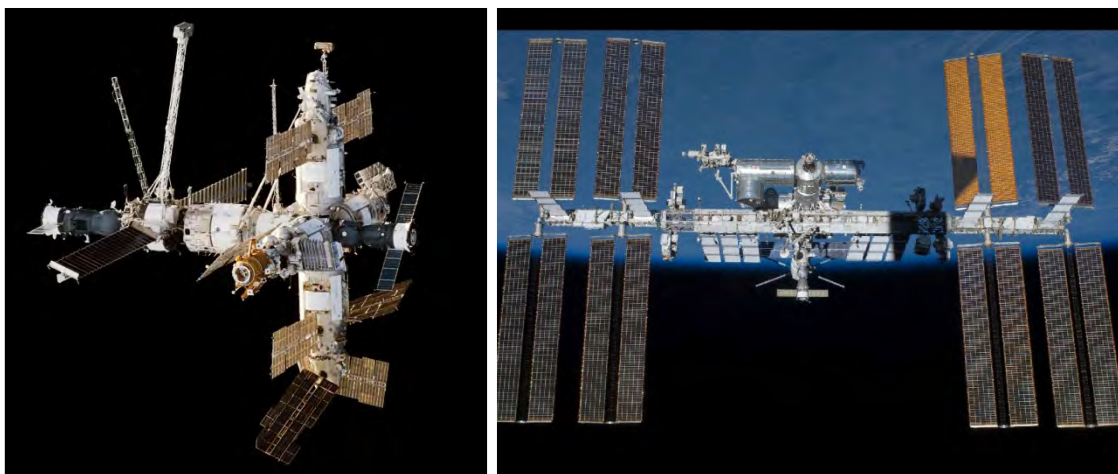


Figura 1.3. Estación Mir a la izquierda y estación ISS a la derecha [1].

A pesar de las numerosas misiones interplanetarias que se han desarrollado para el estudio del sol, los planetas y otros astros del sistema solar el presente proyecto se enfoca en los satélites de órbita terrestre. De este modo en el desarrollo del trabajo se obviarán, normalmente, las particularidades de este tipo de misiones, o se tratarán de manera muy general para centrarse en los satélites artificiales terrestres.

1.2.1. Satélites Terrestres

En la actualidad los satélites desempeñan funciones fundamentales para la sociedad contemporánea, que no sólo se limitan al campo de la investigación científica. Las comunicaciones, las predicciones meteorológicas, la navegación y muchos otros servicios basan su funcionamiento muchas veces en la información proporcionada por los satélites. Así pues, los satélites terrestres desempeñan un conjunto variopinto de funciones que establecen los requisitos y las características que deberá presentar su diseño. La clasificación completa en función de la misión desempeñada y su explicación se desarrollan en el “Capítulo 2.3. Tipo de Misiones”.

Se estima que desde el lanzamiento del primer satélite, el Sputnik I, más de 6000 lanzamientos han sido realizados con el fin de poner objetos en órbita, de los cuales únicamente un pequeña fracción de los mismos se encuentra en activo. De acuerdo con la base de datos de la UCS [2] actualmente alrededor de 1100 satélites se encuentran activos en la órbita terrestre. Su función, la órbita y el país que los controla se encuentran recogidos en la Tabla 1.1.

Tabla 1.1. Satélites operativos a 31/1/2014 [2].

Número total de satélites operativos		1167
En función la Órbita	LEO	605
	MEO	77
	Elíptica	38
	GEO	447
En función del país	Estados Unidos	502
	Rusia	118
	China	116
	Otro	431
En función de la misión/usuario	Civil	99
	Comercial	507
	Gubernamental	231
	Militar	330

1.3. Introducción a la Ingeniería Concurrente y a una Instalación CDF

Este tema tiene un desarrollo, no sólo en el “Capítulo 4: Ingeniería Concurrente” donde se realiza una exposición completa, sino también a lo largo de todo el proyecto, pues es una parte del enfoque del mismo. Por esta razón se llevará a cabo en este apartado una breve introducción a este tema, que clarifique algunos objetivos, ya expuestos, y que sirva de presentación al ya mencionado Capítulo 4.

La ingeniería concurrente es una metodología consistente en el trabajo en conjunto y en paralelo de todas las partes que intervienen en diseño del producto.

La aplicación de la ingeniería concurrente, aunque se puede adaptar a cualquier etapa del diseño, muestra sus ventajas principalmente, y por su propia definición, cuando es aplicada a las primeras etapas del diseño. Es en este momento cuando la interconexión entre las distintas disciplinas y especialistas es más necesaria para conseguir un diseño robusto y coherente que satisfaga los requerimientos.

Pero además, este modelo de trabajo, no sólo contribuye a alcanzar satisfactoriamente los requerimientos del diseño, sino que aplicada correctamente proporciona grandes ahorros de coste y tiempo, algo fundamental en las primeras etapas de un nuevo diseño. En la Figura 1.4. se visualiza el posible ahorro conseguido al aplicar un modelo concurrente.

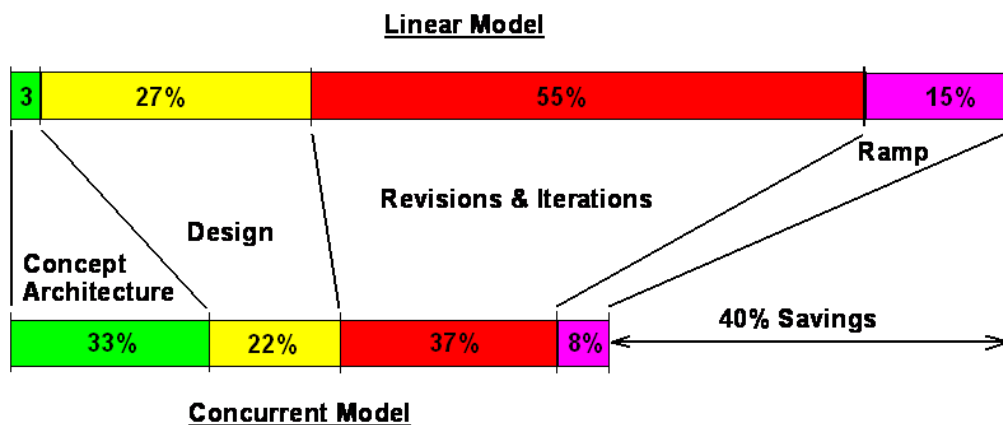


Figura 1.4. Ejemplo de ahorro de tiempo/costes aplicando un diseño concurrente frente al tradicional [3].

El sistema de trabajo concurrente ha sido aplicado, y se está aplicando, principalmente al sector aeroespacial, donde los tiempos y costes del diseño pueden ser muy elevados, con lo que cualquier ahorro en los mismos, aunque pequeño, puede marcar la diferencia de viabilidad de la misión. Además este sistema aporta otra ventaja, fundamental en este sector, y es que permite probar de forma rápida distintas configuraciones de diseño independientes entre sí, de modo que el diseño no se limita a la selección realizada inicialmente, sino que se podrán desarrollar las distintas configuraciones en paralelo hasta que se decida descartarlas cuando la solución que aportan no sea la óptima.

Concretando en la materia de misiones espaciales que se desarrolla en el presente trabajo, y principalmente en la puesta en órbita de satélites terrestre, la aplicación de una metodología concurrente tendrá sus particularidades.

En este caso el diseño concurrente será posible mediante la interconexión en tiempo real, o casi-real de los diferentes especialistas y las herramientas de software¹, lo que será posible únicamente mediante los equipos adecuados. Es aquí donde entra en juego una instalación de diseño concurrente o CDF y el propio Módulo de Cálculo de la Potencia Eléctrica, objeto del presente trabajo.

La instalación CDF proporciona un lugar común con los equipos informáticos y multimedia adecuados para el diseño concurrente, y sirve, por tanto, de soporte para la implementación de las herramientas de software.

En la instalación CDF de IDR/UPM las herramientas de software que harán posible el diseño concurrente serán los llamados módulos de cálculo, cada uno especializado en un subsistema de los que forman parte de los vehículos espaciales (como pueden ser el subsistema térmico, la estructura o el control de órbita y actitud). Como parte de dichos módulos estará presente el Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica, software desarrollado íntegramente desde la base de cumplimentar, tanto los objetivos expuestos al principio, como los requerimientos que se describen en los Capítulos 4, 6 y 7.

¹ Se entiende por herramientas de software aquellos programas utilizados por los ingenieros especialistas para facilitar o hacer posible la parte del diseño que le corresponde. Algunos ejemplos utilizados en el sector espacial pueden ser: CATIA, Matlab, ESATAN, NASTRAN, Excel o diferente software de programación.

1.4. Bibliografía

- [1] Archivo de imágenes de la NASA (<http://www.nasa.gov>).
- [2] UCS Satellite Database.
- [3] Dr. David M. Anderson. Design for Manufacturability & Concurrent Engineering.
- [4] M. Bandecchi, B. Melton, B.Gardini y F.Ongaro. The ESA/ESTEC Concurrent Design Facility.
- [5] P. Sanz-Aránguez y T. Elices Concha. Vehículos Espaciales y Misiles.

Capítulo 2

Entorno y Características de una Misión Espacial

2.1. Introducción

El objetivo de este capítulo es describir brevemente el entorno donde se desarrolla una misión espacial, así como las características generales que tendrán los vehículos espaciales en función de la misión que desempeñen y la órbita que utilicen.

El motivo de incluir este capítulo, a pesar de que la mayor parte de su contenido no es aplicable directamente a la creación del Módulo de Potencia, objeto del presente trabajo, es poner de manifiesto las características únicas y propias de una misión espacial, para así poder comprender ciertas decisiones de diseño que se llevan a cabo, que de otra forma no podrían ser entendidas.

En concreto para el subsistema de potencia del vehículo espacial, el conocimiento del entorno en el que desarrollará la misión, así como los objetivos de la misma, determinarán las soluciones que deberán emplearse para la generación de la potencia eléctrica (paneles solares fotovoltaicos, generadores termoeléctricos, pilas de combustible, etc) o para el almacenamiento de la misma, mediante baterías u otros sistemas. Aunque toda esa parte referente al diseño del subsistema de potencia está expuesta detalladamente en los Capítulos 5 y 6.

2.2. Entorno Espacial

El entorno en el que operan los vehículos espaciales difiere en gran medida con el propio terrestre al que estamos acostumbrados, de modo que el vehículo deberá ser diseñado de tal forma que sea capaz de resistirlo, asegurando el rendimiento requerido de los diferentes componentes durante toda la misión.

Concretando en el subsistema de potencia, objeto del presente proyecto, se puede decir que los paneles solares serán uno de los elementos más expuestos a este dañino ambiente, por lo que en su diseño se deberá contemplar su degradación por el daño durante su vida operacional. Los paneles solares determinarán en numerosas ocasiones la máxima vida operacional del vehículo, por esta razón resulta de especial importancia comprender las particularidades del ambiente espacial y ver cómo afecta, tanto a los paneles ya mencionados, como a otros componentes, que en multitud de ocasiones también afectarán al propio subsistema de potencia.

A continuación se explica brevemente las particularidades principales del entorno espacial cercano a la Tierra y cómo afectan a ciertos componentes del vehículo:

2.2.1. Campo Magnético

El campo magnético terrestre es análogo al creado por un dipolo magnético colocado formando un ángulo de aproximadamente 11° con el eje de rotación de la Tierra. Sin embargo, este esquema es válido solamente hasta alturas de algunos radios terrestres, pues la interacción de este campo con el viento solar lo defleca, dando lugar a una estructura conocida como magnetosfera, representada en la *Figura 2.1*. La magnetosfera se extiende hasta unos siete radios terrestres en la dirección del Sol, mientras que su tamaño alcanza unos 1000 radios en la cara opuesta al Sol. En el interior de la magnetosfera se encuentran dos estructuras con una gran densidad de partículas de alta energía conocidas como cinturones de radiación de Van Allen, que se explican en un apartado posterior.

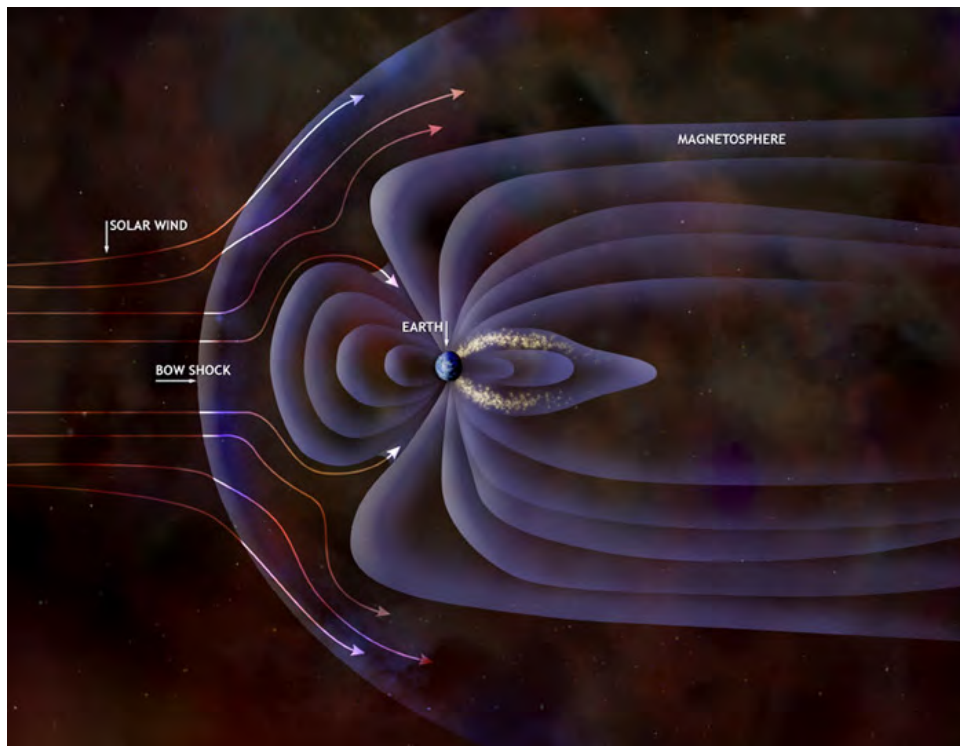


Figura 2.1. Magnetosfera terrestre [2].

El campo magnético de la magnetosfera es aprovechado en muchos satélites por el sistema de actitud para estabilizarlo, y determinar y controlar su actitud. También resulta importante su interacción con otros subsistemas, como el subsistema de potencia, ya que se generarán momentos magnéticos con los cables conductores, afectando a la actitud del vehículo.

2.2.2. Vacío

Aunque las capas altas de la atmósfera (termosfera y exosfera) abarcan parte de las órbitas de los satélites, su densidad es tan baja que se puede considerar que todos los vehículos operan en condiciones de vacío. La ausencia de la atmósfera, tal y como la conocemos en la superficie terrestre, afecta al comportamiento de varios procesos. Entre ellos se puede destacar la ausencia de refrigeración por convección, lo que obliga al subsistema térmico del vehículo a evacuar el calor del mismo emitiendo la energía térmica mediante radiación.

Los materiales utilizados en el vehículo también se ven afectados por este ambiente, que provoca la sublimación y la liberación de gases en los mismos. Esto se traduce en la variación de las propiedades de los materiales durante el servicio y en la condensación de gases en otras superficies del vehículo, lo que puede afectar, entre otros componentes, al rendimiento de los paneles solares o a los instrumentos ópticos. Por tanto, para el entorno de vacío espacial se deberán utilizar los materiales adecuados, o tratarlos de algún modo para evitar estos problemas.

2.2.3. Microgravedad

La ausencia casi total de los efectos producidos por la fuerza gravitatoria en la Tierra es conocida como ingravidez o microgravedad. Esto no quiere decir la ausencia de la fuerza gravitatoria, es más, para satélites orbitando alrededor de la Tierra en una órbita baja, la fuerza de atracción terrestre es de aproximadamente el 90% de la que hay en la superficie. Lo que ocurre en realidad es que el satélite se encuentra constantemente en un estado de “caída libre”, que es mantenido por la velocidad del satélite en la órbita y la aceleración hacia el centro de la Tierra que produce la fuerza gravitatoria.

El término microgravedad se usa porque en la práctica no es posible alcanzar el “cero g”. En primer lugar debido a la propia masa de los componentes del vehículo, que generan fuerzas de atracción entre sí. En segundo lugar porque aparecen otro tipo de fuerzas, que desde el punto de vista del satélite actúan como fuerzas gravitatorias al producir sus mismos efectos. Estas pueden ser el rozamiento del vehículo con la atmósfera o la presión de radiación solar. Por último se encuentran también las fuerzas debidas a los gradientes de gravedad o “fuerzas de marea”.

Todo ello lleva a que los valores de microgravedad alcanzados, por ejemplo, en órbitas bajas terrestres (LEO) sean del orden de 10^{-6} g ($1\mu\text{g}$) o incluso 10^{-7} g para regiones muy cercanas al centro de masas del vehículo.

Por otro lado, el estado de microgravedad afecta a muchos de los procesos, comportándose de una forma totalmente diferente a como lo haría en la superficie terrestre. Entre ellos se encuentran:

- Convección natural

La “convección natural” es el proceso de movimiento de gases y líquidos con diferentes densidades. Es debido a la “convección natural” que gases menos densos como el helio, o el aire caliente pueden elevar globos rellenos de ellos en el aire. También es la base del funcionamiento de la calefacción mediante radiadores.

Sin embargo en un ambiente de microgravedad las diferencias de densidad no producen el movimiento de los fluidos, es decir, no existe “convección natural”, lo que supone que los líquidos y gases se mantendrán estáticos a pesar de que una región de los mismos se encuentre a una temperatura diferente. No obstante, el equilibrio de temperaturas en el fluido sí que se alcanzará finalmente, principalmente mediante procesos de difusión.

- Precipitado de partículas

La microgravedad provoca que las reacciones químicas que tienen lugar en este ambiente se comporten también de manera muy distinta. Esto se debe, además de la ausencia de “convección natural”, a que las partículas pesadas formadas en una reacción no precipitan en la solución, del mismo modo que las burbujas tampoco suben a la superficie. Esto permite un mezclado uniforme, dando lugar a procesos y reacciones que no ocurrirían en la Tierra.

- Mecanismos basados en la masa

Como era de esperar, los mecanismos basados en la masa, como puede ser un péndulo, no se comportarán de la misma forma, o directamente no funcionarán.

- Carga en estructuras

La ausencia de cargas en las estructuras de soporte es otra de las consecuencias de la microgravedad. Por esta razón la estructura de los vehículos espaciales está diseñada generalmente para resistir las cargas durante los procesos de fabricación, transporte y lanzamiento, más que en la propia órbita, donde las solicitaciones de carga son mínimas.

2.2.4. Cinturones de Van Allen

Los cinturones de Van Allen son regiones de la magnetosfera terrestre donde quedan atrapadas partículas (electrones y protones) procedentes de la radiación solar incidente. Son, por tanto, zonas de alta radiación que degradarán rápidamente los componentes cuando el satélite se adentre en ellos. Los paneles solares, en particular, requerirán protecciones extra contra la radiación para evitar una degradación demasiado elevada.

Los cinturones de Van Allen están formados por dos regiones toroidales simétricas respecto al ecuador magnético, conocidas como cinturón interior y cinturón exterior. En el cinturón exterior quedan atrapados los electrones, en una región situada aproximadamente entre 2 a 5 radios terrestres, con una concentración superior entre los 3 y 4 radios terrestres. Los protones de alta energía, en cambio, son capaces de penetrar más en la magnetosfera, quedando atrapados en el cinturón interior, que se extiende aproximadamente entre 1 y 2 radios terrestres, dándose la mayor concentración a una distancia desde el centro de 1.5 radios terrestres. Un esquema de esta estructura se recoge en la *Figura 2.2*.

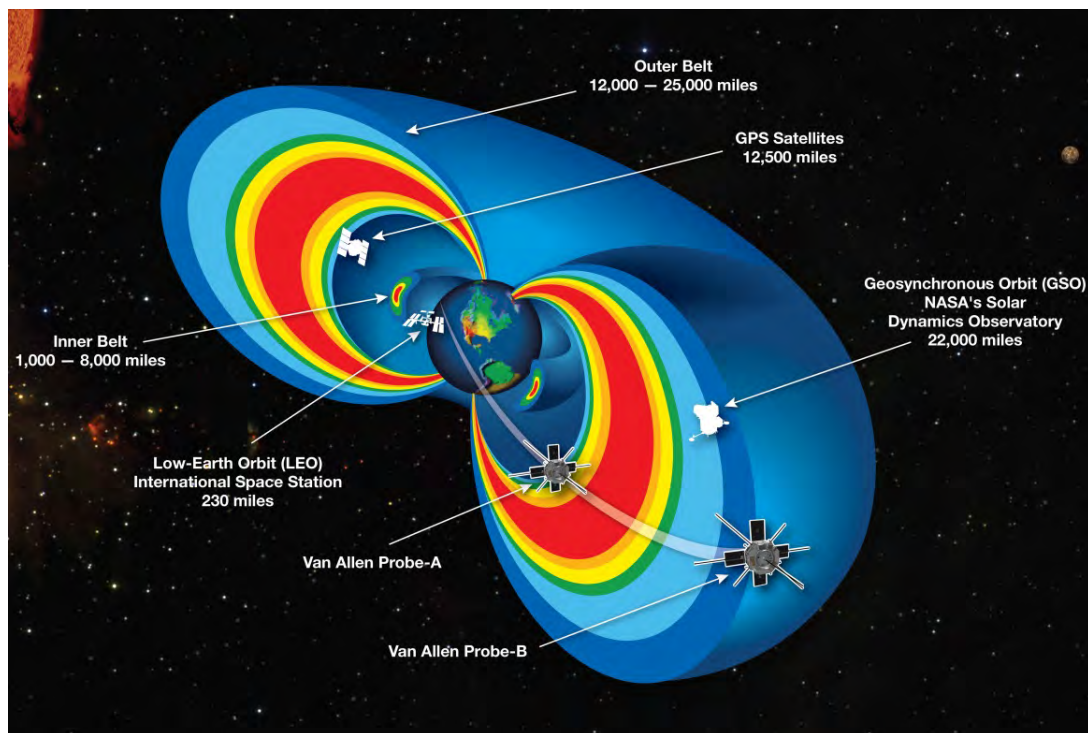


Figura 2.2. Cinturones de Van Allen [2].

2.2.5. Viento y Erupciones Solares

El viento solar se puede definir como una corriente continua de protones, electrones y gas ionizado procedente del sol. Estas partículas llegan a la Tierra con una velocidad del orden de 480 km/s, aunque su densidad es muy baja, de apenas 5 partículas cargadas por centímetro cúbico [9]. Parte de este flujo solar, es el queda atrapado en los cinturones de Van Allen ya vistos.

Una erupción solar es un chorro de gas ionizado con partículas cargadas expulsado por la capa externa del Sol (corona solar). La mayoría de las erupciones tienen lugar alrededor de manchas solares. La frecuencia de las mismas depende del momento del ciclo solar de 11 años en el que se encuentre, pasando de varias erupciones al día cuando la actividad solar es elevada a una por semana en los periodos de inactividad. Sus consecuencias pueden llegar a ser devastadoras, y deberá tenerse en cuenta su periodicidad y niveles de energía para el diseño del subsistema de potencia.

2.2.6. Basura Espacial y Micrometeoritos

Se considera a los micrometeoritos como pequeñas partículas, más grandes que los átomos individuales, pero no lo suficiente como para que puedan ser observados. La basura espacial, en cambio, está formada por objetos procedentes de misiones anteriores que se encuentra orbitando todavía la Tierra. Su tamaño puede ser muy variado, desde satélites completos, a pequeñas piezas o trozos del orden de mm o μm .

El impacto de micrometeoritos y polvo cósmico no causa un daño inmediato en los componentes del vehículo ya que tienen un tamaño muy pequeño, no obstante, su presencia irá degradando gradualmente los materiales, afectando por ejemplo a los paneles solares, que irán reduciendo su capacidad de generar potencia a medida que aumenta su vida en servicio. Lo mismo ocurre para la basura espacial de pequeño tamaño, al menos menor que 1 mm.

Los objetos mayores (cuyo tamaño es del orden de 10 cm o más [10]), en cambio, tienen un exhaustivo seguimiento y vigilancia, de modo que se pueden evitar maniobrando el vehículo si se prevé que el objeto puede colisionar con el vehículo. En las *Figuras 2.3. y 2.4.* se recoge una representación de la basura espacial que se encuentra en órbita bajo el seguimiento de la NASA (*NASA Orbital Debris Program Office*).

Por otro lado se encuentran los objetos con un tamaño comprendido entre 1 mm y 10 cm, que no son lo suficientemente grandes para realizar su seguimiento y esquivarlos, pero que si presentan un tamaño en el que los daños inmediatos causados por sus impactos no pueden ignorarse. Para estos casos es necesario poner recubrimientos y blindajes que proporcionen protección frente a sus impactos.

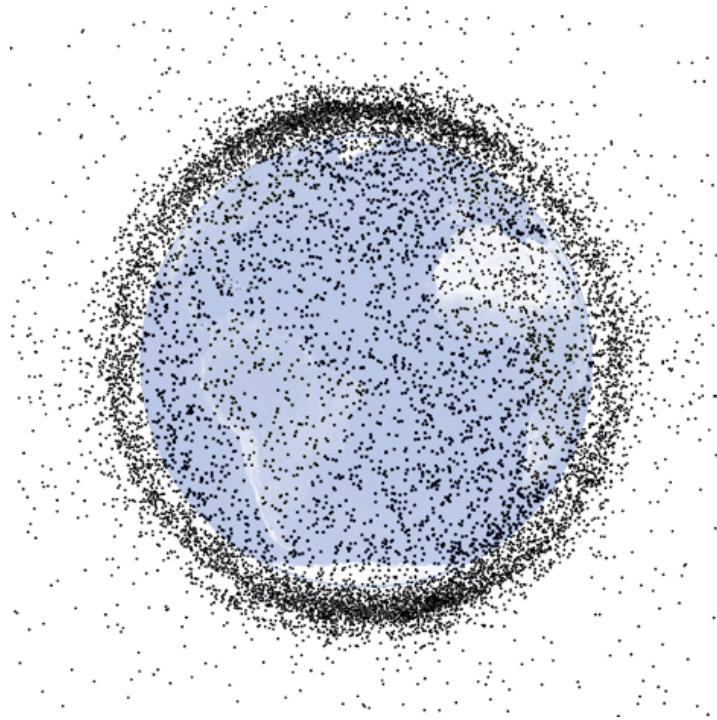


Figura 2.3. Objetos en seguimiento en órbitas LEO [2].

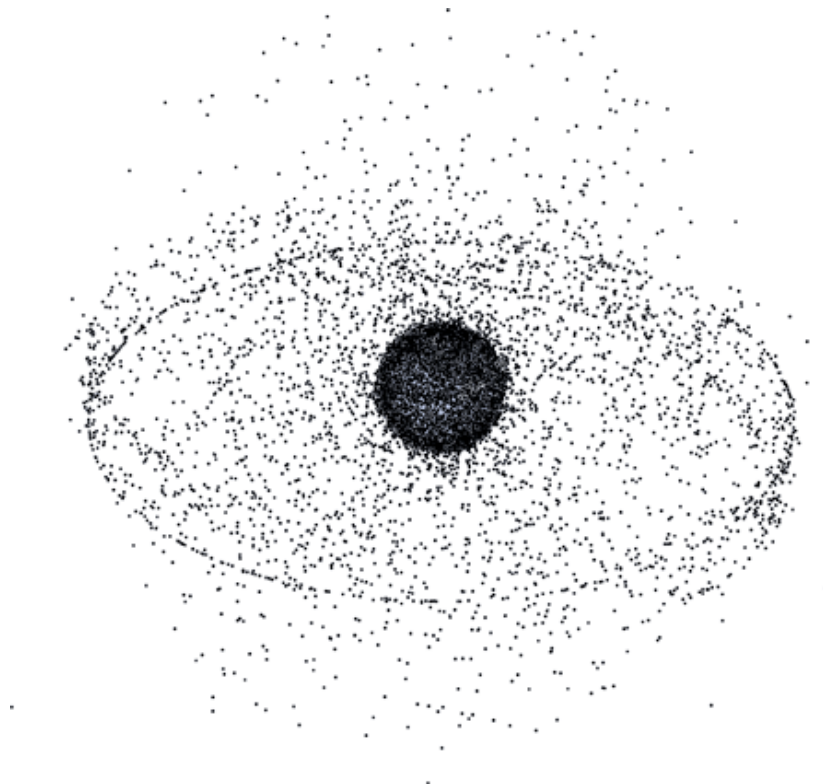


Figura 2.4. Objetos en seguimiento hasta órbitas GSO/GEO [2].

2.3. Tipo de Misiones

La diversidad existente de vehículos espaciales obliga a clasificarlos de diferentes maneras, una de las cuales es en función del tipo de misión. La ventaja de clasificar los vehículos espaciales en función de su misión es que permite agrupar aquellas con objetivos iguales o similares, y que por tanto tendrán también características de diseño similares. Así, cuando se quiera diseñar una misión espacial, en lugar de partir de cero, si se conoce su objetivo (lo que ocurre en casi la totalidad de los casos), es posible comenzar su diseño en base a otras misiones anteriores, disponiendo además de la experiencia de los resultados logrados y a los problemas a los que ha habido que hacer frente.

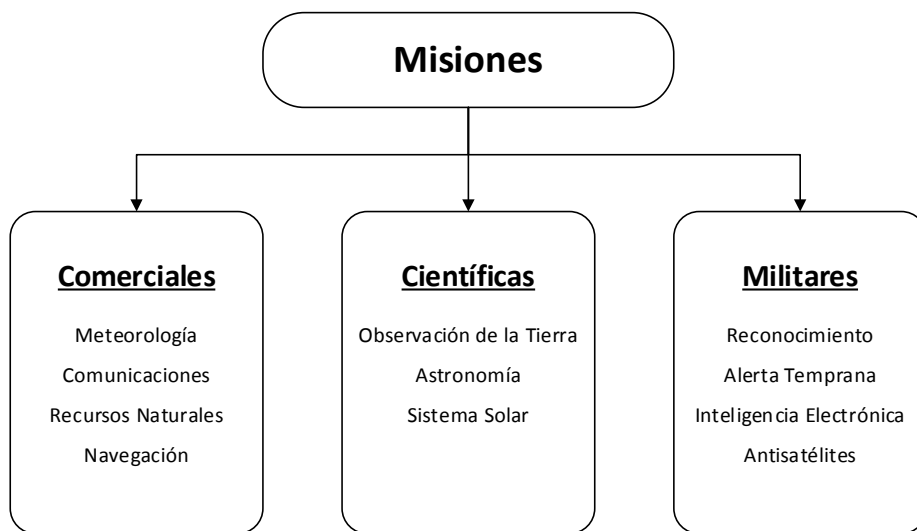


Figura 2.5. Clasificación de misiones espaciales [1].

La clasificación realizada en la *Figura 2.5.* es una de las múltiples posibilidades de organización de las misiones espaciales en función de la misión. En el presente trabajo y en el Módulo de Cálculo se ha optado, en cambio, por una clasificación más general, diferenciando en misiones de comunicaciones, navegación y detección remota, las cuales se explican a continuación:

2.3.1. Comunicaciones

Como su nombre indica, este tipo de satélites tiene como misión el soporte de las telecomunicaciones terrestres, lo que quiere decir que se encargarán principalmente de comunicaciones telefónicas, de la retransmisión de señales de televisión y de hacer posible el acceso a internet en zonas remotas.

La órbita geoestacionaria es generalmente la utilizada por los satélites con esta misión. Esto es debido a sus características que permiten un fácil seguimiento del vehículo desde las antenas en tierra (que no necesitarán seguirlo en cada instante ya que visto desde la Tierra se mantiene en el mismo punto), además de permitir una cobertura continua de la zona que sobrevuelan.

No obstante, la órbita geoestacionaria no es la única utilizada. También se suelen emplear órbitas bajas terrestres que reducen el coste del lanzamiento y del vehículo al necesitar sistemas de comunicación con menos potencia debido a la mayor proximidad con la Tierra. Sin embargo presentan como desventaja la necesidad de recurrir a constelaciones si se desea obtener una cobertura continua en una región determinada y el uso de estaciones de seguimiento más complejas.

El otro tipo de órbita a la que también se recurre en este tipo de satélites es la Molniya. Aunque, como se ha comentado, la órbita geoestacionaria es la que presenta las mejores características en cuanto a cobertura y seguimiento, presenta problemas a la hora de establecer comunicación con regiones en latitudes elevadas que se alejen del ecuador. Esto es debido a los pequeños ángulos de elevación con lo que se ven los satélites geoestacionarios desde estas regiones. Para solucionar este problema se recurre a las órbitas Molniya, órbitas con una excentricidad muy alta que mantienen su apogeo sobre las latitudes altas, proporcionando cobertura a estas regiones.

2.3.2. Navegación

Los satélites con misión de navegación son aquellos que permiten a otros vehículos, ya sean espaciales, aéreos, marítimos o terrestres, conocer su posición en cada instante. Este tipo de satélites actúan como “faros”, transmitiendo señales de tiempo, lo que permite a los receptores conocer su localización en longitud, latitud y altitud a partir de la posición de los satélites.

La cobertura terrestre global para la navegación (GNSS – *Global Navigation Satellite System*) se consigue mediante una constelación de satélites distribuida y sincronizada de tal forma que sean visibles, desde cualquier punto de la Tierra, el número de satélites necesarios para la triangulación de la posición. La constelación suele estar formada por entre 20 y 30 satélites situados en órbitas medias terrestres (MEO).

Actualmente los dos sistemas de posicionamiento con cobertura global en activo, es decir, sistemas GNSS propiamente dichos, son el sistema GPS (*Global Positioning System*) formado por 24 satélites de la serie NAVSTAR y el sistema GLONASS (*Global Navigation Satellite System*) formada también por 24 satélites en órbita MEO.

Además de los dos sistemas operativos existen otros dos sistemas en fase de desarrollo/despliegue. Estos son el sistema BeiDou y el sistema Galileo.

2.3.3. Detección Remota

Se entiende por detección remota o teledetección (*Remote Sensing*) a la adquisición de información de una zona o fenómeno sin entrar en contacto físico con él. Es decir, este tipo de misión engloba las misiones de meteorología, recursos naturales, observación de la Tierra y reconocimiento de la *Figura 2.5*.

Este tipo de satélites generalmente carga a bordo instrumentos ópticos para la observación terrestre, por lo que suelen utilizar órbitas LEO por su mayor proximidad a la Tierra. En el caso de los satélites meteorológicos, en cambio, suele utilizarse la órbita geoestacionaria para poder observar constantemente el clima en una zona determinada. Un ejemplo de este tipo de satélites puede ser la serie Meteosat, encargada de dar cobertura meteorológica en África y Europa.

2.3.4. Otras

A pesar de no ser una categoría en sí misma, esta opción se incluye en el Módulo de Cálculo para tener en cuenta el resto de misiones que aparecen en la *Figura 2.5*. pero que no han sido descritas. Además, esta será la opción a considerar cuando el tipo de misión, aunque se corresponda con alguna de las tres anteriores, requiera características especiales, en concreto en el subsistema de potencia, objeto del presente proyecto.

2.4. Clasificación de Órbitas Terrestres en Función de la Altitud

Una parte vital del diseño de la misión espacial es el establecimiento de la órbita, que generalmente vendrá determinada por los objetivos que se pretender alcanzar durante el desarrollo de la misión, es decir, por el tipo de misión.

Desde el punto de vista del diseño de los subsistemas del vehículo, el conocimiento de la órbita es fundamental para disponer de la información concreta sobre el medio en el que debe desarrollar su actividad el vehículo espacial. Así mediante la órbita, quedan determinados por ejemplo parámetros tan importantes como el periodo de eclipses que se encontrará el satélite, o el ambiente de radiación que deberá soportar, pues el blindaje y las protecciones que lleve un satélite de una órbita que pasa por los cinturones de Van Allen será muy distinto a la de, por ejemplo, una órbita geoestacionaria, que queda muy alejada de ellos y sólo debe preocuparse de la actividad solar.

La *Figura 2.6*. muestra una escala de las diferentes órbitas terrestres en función de la altitud, y son explicadas a continuación:

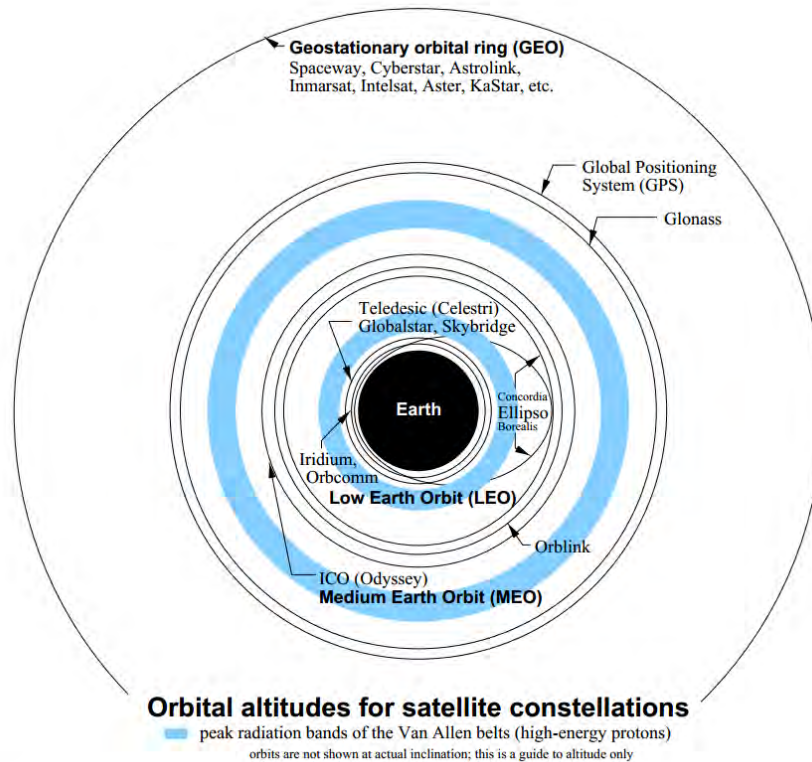


Figura 2.6. Clasificación de órbitas en función de la altitud [3].

2.4.1. Órbitas LEO

Una órbita baja terrestre o LEO (*Low Earth Orbit*) es un tipo de órbita alrededor de la Tierra con una altitud que oscila entre 160 y 2,000 km. En este tipo de órbitas, sobre todo en las más bajas, es importante el fenómeno del deterioro orbital (*orbital decay*) debido a la fricción del vehículo con la atmósfera terrestre (con la termosfera y la exosfera).

Este es un factor limitante para la vida de la misión de los satélites en estas órbitas. Por esta razón, estas son las órbitas más cercanas a la Tierra consideradas, pues órbitas por debajo de las LEO no tienen sentido por su limitada vida. Además, la fricción es dependiente en gran medida de la actividad solar. En el caso de la termosfera, la actividad solar provoca que el final de esta capa, situado en la termopausa, oscile aproximadamente entre los 500 y 1,000 km de altitud.

Actualmente la mayoría de los satélites artificiales terrestres se encuentran en órbitas LEO [6]. El satélite de observación terrestre Envisat es un ejemplo de satélite en órbita LEO, a 790 km de altitud. La Estación Espacial Internacional (ISS) también se encuentra en un órbita LEO, a aproximadamente 415 km de altitud.

2.4.2. Órbitas MEO

La órbita media terrestre o MEO (*Medium Earth Orbit*) engloba las órbitas alrededor de la Tierra con altitudes comprendidas entre los 2,000 km y la altitud de las órbitas geosíncrona (aproximadamente 35,793 km).

Las órbitas MEO son principalmente utilizadas por los satélites de comunicaciones y navegación. Los sistemas globales de navegación por satélite (GNSS) utilizan este tipo de órbitas

2.4.3. Órbitas Geosíncronas

Una órbita geosíncrona (GSO) es un tipo de órbita terrestre que presenta un periodo orbital que coincide con el periodo de rotación de la Tierra, es decir, tiene un periodo de un día sidéreo (aproximadamente 23 horas, 56 minutos y 4 segundos), con un semieje mayor de 42,164 km.

La traza de este tipo de órbitas es cerrada, presentando forma de analema, que varía en función de la inclinación y la excentricidad de la misma, como se ve en la *Figura 2.7*.

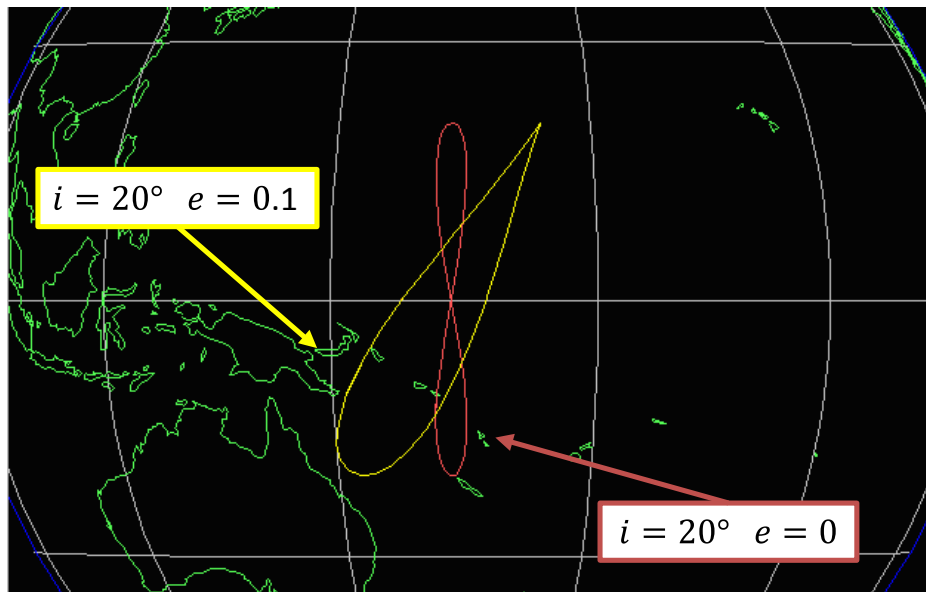


Figura 2.7. Trazas de órbitas geosíncronas [4].

La órbita geosíncrona más utilizada es la geoestacionaria (GEO), que se explica en el siguiente apartado.

2.4.4. Órbitas HEO

Una órbita alta terrestre o HEO (*High Earth Orbit*) es aquella con una altitud superior a las órbitas geosíncronas, es decir, por encima de aproximadamente 35,793 km de altitud. Esto quiere decir que su periodo orbital es superior al periodo de rotación de la Tierra, y por tanto, el movimiento aparente de un vehículo en esta órbita será retrogrado, aunque la órbita realmente no lo sea.

Este tipo de órbitas no se suele utilizar por su escasa aplicación en actividades terrestres, ya que se dificultan las comunicaciones con el vehículo, por estar muy alejado de la Tierra, y no aportan las ventajas del posicionamiento de una órbita geoestacionaria (GEO). A pesar de ello, este tipo de órbitas puede ser adecuado para aplicaciones concretas como medición de la actividad solar. También suelen ser empleadas como órbitas cementerio de los satélites GEO al final de su vida útil.

2.5. Órbitas Terrestres Particulares

En el apartado anterior se expuso una clasificación y explicación de las órbitas en función de su altitud. No obstante, también resulta útil estudiar las características especiales de ciertas órbitas, que les confieren propiedades únicas y muy ventajosas para determinados tipos de misiones, como pueden ser las órbitas GEO, Semisíncronas, Heliosíncronas y Molniya.

2.5.1. Órbita GEO

La órbita geoestacionaria o GEO (*Geostationary Orbit*) es un tipo particular de órbita geosíncrona con inclinación nula y excentricidad nula, es decir, una órbita circular, con un radio de 42,164 km medido desde el centro de la Tierra, que se encuentra contenida en el plano ecuatorial terrestre. Este es el segundo tipo de órbita más utilizado actualmente, sólo por detrás de las órbitas LEO [6]. La *Figura 2.8.* muestra las diferencias entre una órbita geosíncrona cualquiera (GSO) y una órbita geoestacionaria (GEO).

El que este tipo de órbita sea tan estimada se debe a su propiedad única de mantenerse el satélite siempre sobre el mismo punto de la superficie terrestre. Esto quiere decir que visto desde la Tierra el satélite siempre se mantendrá en el mismo punto del cielo. Las ventajas que presenta respecto a otro tipo de órbitas son, en primer lugar, que no necesita estaciones de tierra que tengan que realizar un seguimiento continuo en cada instante, ya que se mantiene en el mismo punto siempre, y en segundo lugar, que el satélite podrá observar constantemente y a tiempo real la evolución que se producen en una misma zona, siendo, por tanto, el tipo de órbita ideal para los satélites meteorológicos, aunque también se emplea principalmente en satélites de comunicaciones para dar una cobertura continua a una zona concreta.

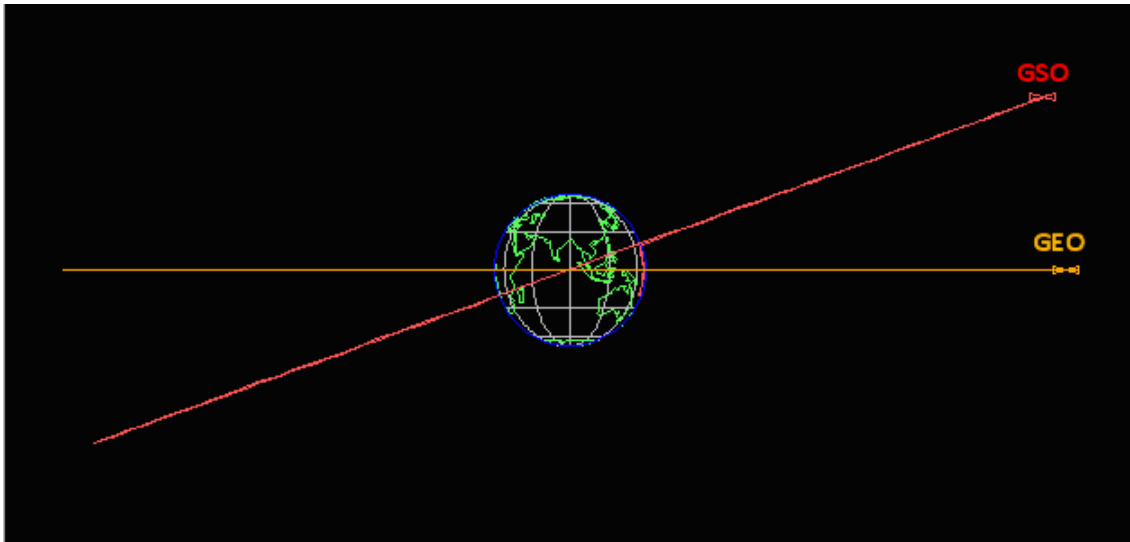


Figura 2.8. Órbita geosíncrona cualquiera (GSO) y órbita geoestacionaria (GEO) [4].

Al tratarse de una órbita en concreto es posible calcular directamente los periodos de eclipse e iluminación a los que se verá sometido el satélite, algo fundamental, tanto para el subsistema térmico, como para el subsistema de potencia cuando se utilizan paneles solares como fuente de energía primaria del vehículo.

La existencia o no de eclipses en la órbita y su duración no son constantes debido a la inclinación del plano de la eclíptica respecto al plano del ecuador. La órbita geoestacionaria tiene una gran altitud respecto a otro tipo de órbitas, lo que permite periodos completos de iluminación, entorno a los solsticios de verano e invierno, sin que aparezcan eclipses. Sin embargo, a medida que nos acercamos a los equinoccios de primavera u otoño, la Tierra comienza a interponerse en la línea de visión del sol y el satélite (véase la *Figura 2.12.*), llegando a un periodo máximo de unos 70 minutos de eclipse en los propios equinoccios. Existirán, por tanto, dos periodos de eclipses a lo largo del año en la órbita geoestacionaria, de duración de unos 42 días cada uno, tal y como se muestra en la *Figura 2.9.*

El que la órbita geoestacionaria sea única genera numerosos problemas por su alta ocupación y solicitud. Por esta razón se ha impuesto que al final de la vida útil de los satélites geoestacionarios, éstos deben ser removidos de la órbita. Sin embargo la posibilidad de desorbitarlos para producir su reentrada en la Tierra resulta, en general, inviable. Esto se debe a que la órbita geoestacionaria, por su gran altitud, no presenta el problema del rozamiento que sí está presente en las órbitas bajas y que provocan el decaimiento espontáneo del vehículo si no se corrige la maniobra.

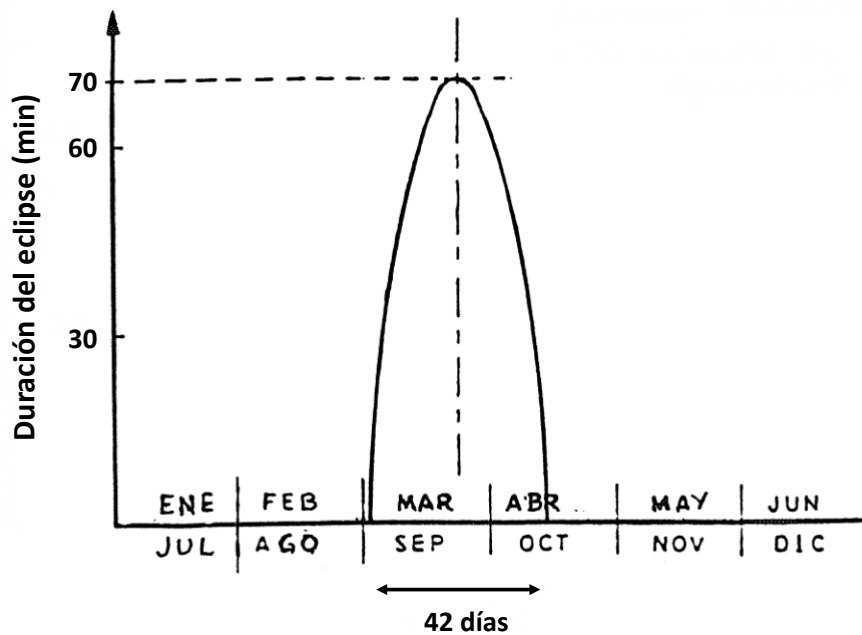


Figura 2.9. Duración de eclipse en una órbita GEO en función del periodo del año [1].

Por esta razón, para desorbitar el vehículo se debe realizar el impulso mediante los propulsores del propio satélite, lo que obligaría a unos impulsos demasiado grandes, del orden de km/s. En su lugar se recurre a órbitas cementerio por encima de la órbita GEO para situar los satélites que han completado su ciclo de vida y son inservibles. Estas órbitas se sitúan a unos centenares de kilómetros por encima de la propia geoestacionaria (~ 500 km), por lo solamente requieren (en comparación con la desorbitación) un impulso del orden de decenas de m/s.

2.5.2. Órbita Semisíncrona

Una órbita semisíncrona es una órbita casi circular con un periodo igual a la mitad del periodo de rotación de la Tierra (12 horas). Con una altitud de unos 20,200 metros, es por tanto un caso particular de órbita media terrestre (MEO). Un satélite en esta órbita pasará sobre los mismos puntos de la Tierra cada 24 horas, atravesando el plano ecuatorial 4 veces cada día, lo que da como resultado órbitas fácilmente predecibles. Este es el tipo de órbita utilizada en la constelación de satélites GPS.

2.5.3. Órbitas Heliosíncronas

Una órbita heliosíncrona (*sun-synchronous*) es aquella que mantiene constante el ángulo entre la dirección del sol y el plano de la órbita, es decir, el satélite siempre ve al sol con el mismo ángulo. Esto se consigue aprovechando las perturbaciones que se producen en la órbita, debidas principalmente al achatamiento terrestre, para que el plano de la misma rote

ajustándose con la revolución de la Tierra alrededor del sol, es decir, aproximadamente un grado cada día.

La siguiente propiedad interesante de este tipo de órbitas es que el satélite pasará sobre cada punto de la Tierra a la misma hora, por lo que suele ser el tipo de órbita utilizada cuando se necesita observar una zona concreta a la misma hora siempre, o para asegurar las condiciones óptimas de iluminación de la zona de interés. Un caso especial de este tipo de órbitas son las llamadas órbitas de mediodía/medianoche, donde las horas de paso por el ecuador terrestre son a las 12h y 24h, y las órbitas de atardecer/amanecer, donde las horas de paso son a las 18h y 6h.

2.5.4. Órbita Molniya

La órbita Molniya es un tipo particular de órbita media terrestre (MEO) con alta excentricidad. Se caracteriza por tener un periodo orbital de 12 horas, sin embargo, debido a la excentricidad, dos tercios de este tiempo lo emplea en el recorrido sobre un hemisferio. Al igual que la órbita semisíncrona, un satélite en esta órbita repetirá su traza cada 24 horas.

El empleo de esta órbita lo realizan fundamentalmente los satélites de comunicación rusos, ya que, debido a la gran latitud de esta región, los satélites geoestacionarios no proporcionan buenos resultados.

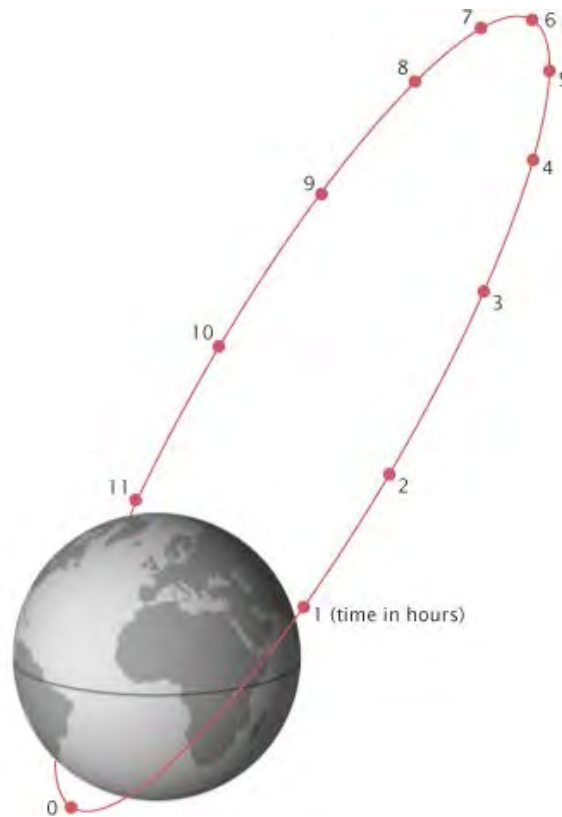


Figura 2.10. Órbita Molniya [2].

2.6. Eclipses

Se define eclipse como el evento que tiene lugar cuando la luz que ilumina el satélite, procedente del Sol, es bloqueada por la Tierra, la Luna u otro astro. El estudio de los periodos de eclipse de un satélite es una tarea importante para el diseño del mismo. El ejemplo más obvio de la necesidad de su estudio es el de un vehículo espacial cuya fuente de energía sean paneles solares fotovoltaicos, pues entrar en un periodo de eclipse significa la detención de la generación de potencia eléctrica por parte de los mismos, que deberá ser suplida en ese momento por energía eléctrica almacenada, generalmente en baterías electroquímicas. No obstante, el subsistema de potencia no es el único afectado por los periodos de eclipse, el subsistema de actitud, cuando utilice sensores solares, o el subsistema térmico, que tendrá que regular el rápido descenso de la temperatura que tiene lugar durante este periodo, son otros dos ejemplos de cómo se ve afectado un vehículo espacial en los eclipses.

Dentro del eclipse se pueden distinguir dos zonas diferentes. Por un lado la zona de umbra, en la que la luz solar está totalmente bloqueada por el astro. Por el otro, la zona de penumbra, donde el Sol sólo está parcialmente bloqueado. Una representación de ambas zonas se recoge en la *Figura 2.11*.

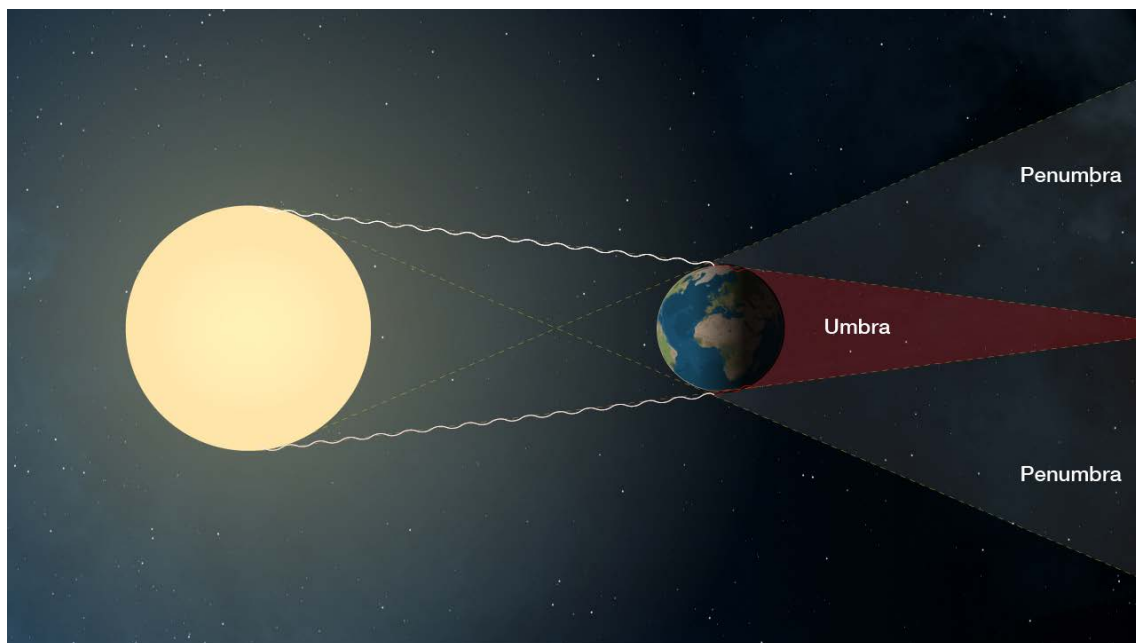


Figura 2.11. Esquema de las zonas de umbra y penumbra de un eclipse terrestre [2].

Debido a la distancia Tierra-Sol, la zona de penumbra de un eclipse terrestre es muy pequeña frente a la zona de umbra, por ejemplo, para una órbita geoestacionaria el porcentaje de tiempo en penumbra frente a umbra durante el eclipse más largo es de aproximadamente un 5.8 % [9]. Este hecho, unido a que en la zona de penumbra, generalmente, la generación de energía eléctrica no alcanza los requerimientos de potencia que se le exigen a los paneles solares, va a permitir ignorar la diferenciación entre zona de umbra y de penumbra, tomando

la suma de ambas como el periodo de eclipse. Además, puesto que la finalidad del Módulo de Cálculo es dimensionar el subsistema de potencia en una fase temprana del diseño, el error cometido realizando esta aproximación será normalmente mucho menor que otras aproximaciones que se deberán realizar para simplificar el diseño.

Otro hecho a tener en cuenta respecto a la duración de los eclipses es que ésta no es constante durante toda la misión, aun si la órbita no varía sus parámetros. Esto es debido a la inclinación del plano de la eclíptica respecto al plano ecuatorial, que produce el movimiento aparente del Sol mostrado en la *Figura 2.12*.

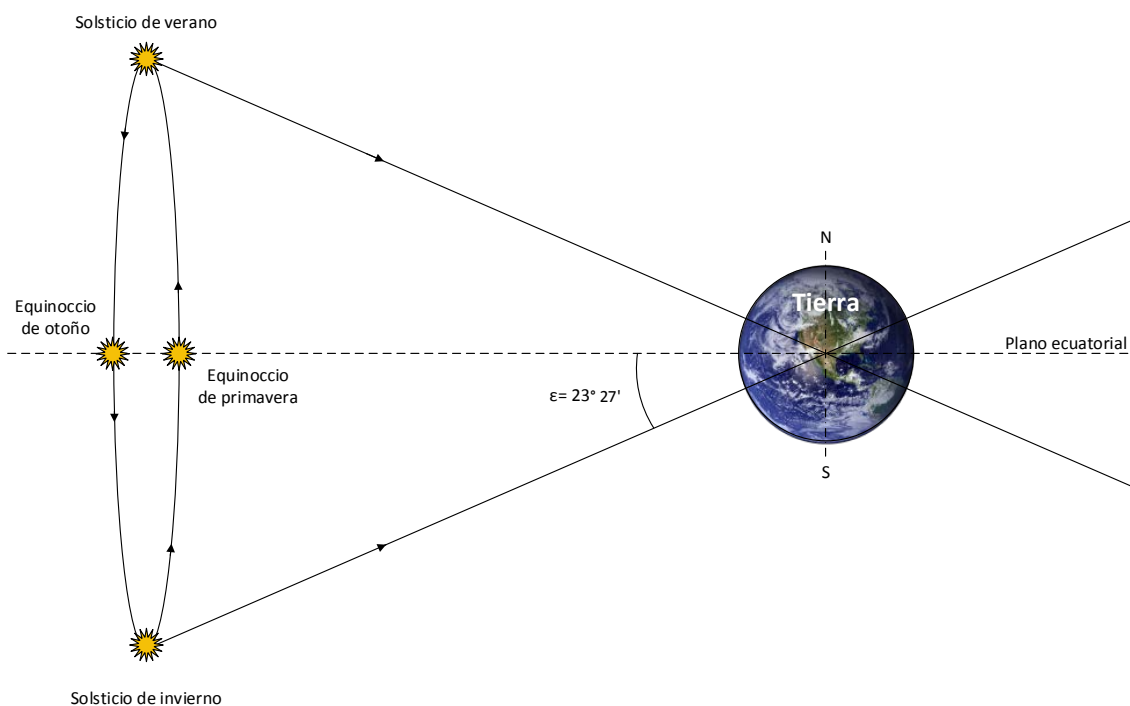


Figura 2.12. Movimiento aparente del Sol a lo largo de un año [1].

Así se explica, por ejemplo, la aparición y ausencia de eclipses en la órbita geoestacionaria, que se ha visto anteriormente en la *Figura 2.9*.

Mientras que para una órbita terrestre cualquiera es difícil expresar los periodos de eclipse en una sola expresión, para órbitas circulares se puede obtener fácilmente, de modo que de acuerdo con lo expuesto en la referencia [9]:

$$T_e = \frac{1}{2} + \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{R_{Tierra}}{R_{orbita}} \right)^2}}{\cos \beta} \right\} \quad (2.1)$$

Dónde T_e es el periodo del eclipse, expresado en horas, R_{Tierra} el radio ecuatorial terrestre y R_{orbita} el radio de la órbita del satélite. β es el ángulo formado entre la luz solar incidente y el plano de la órbita, que varía entre $\pm(i + \gamma)$, siendo i la inclinación de la órbita y γ el ángulo de la eclíptica respecto al plano ecuatorial (23.5°). Así para $\beta = 0$, aparece el periodo máximo de eclipse, mientras que para valores altos β no aparecen eclipses, es decir, habrá órbitas polares o casi polares que no tengan eclipses.

La información aportada por la ecuación (2.1) se puede resumir en las dos gráficas de las Figuras 2.13. y 2.14., que muestran respectivamente la duración de los eclipses y el número de eclipses por año en función de la altitud de la órbita.

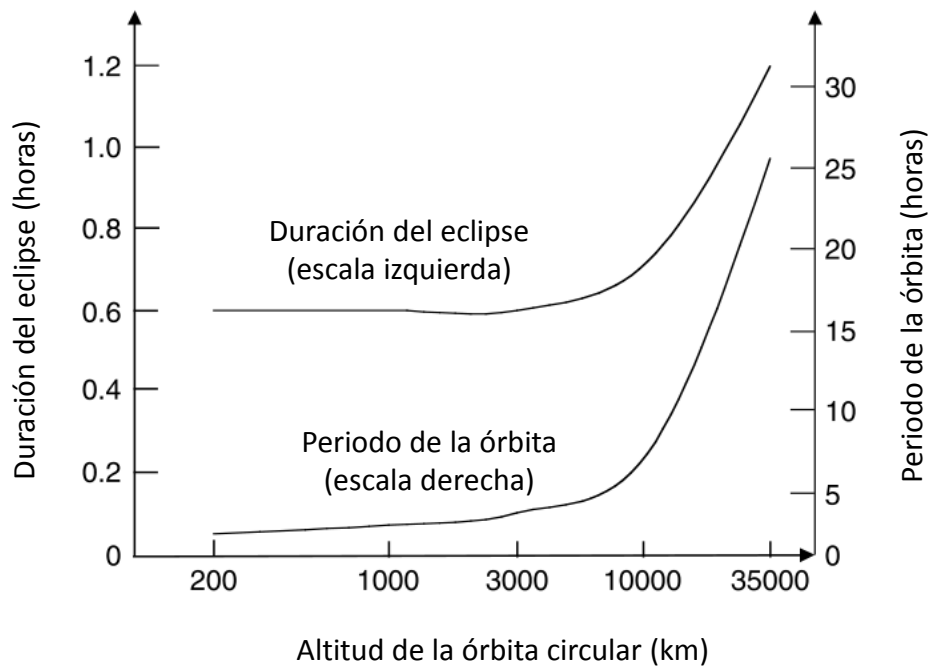


Figura 2.13. Duración máxima de eclipses para órbitas circulares [9].

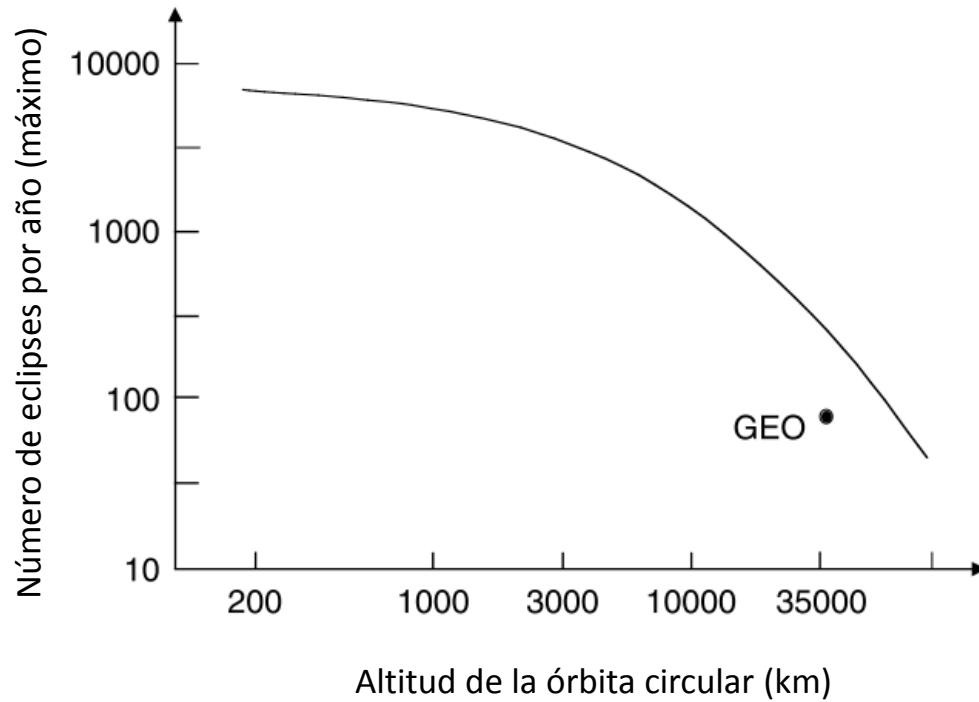


Figura 2.14. Número máximo de eclipses por año en función de la altitud de la órbita circular [9].

La última cuestión de los eclipses de satélites de órbita terrestre es la referente a los eclipses lunares. Éstos se producen cuando es la Luna, y no la Tierra, es la que se interpone entre el Sol y el satélite. Son, además, poco frecuentes (entre 1 y 4 por año) e irregulares [9]. Por estas razones, para los cálculos de dimensionado que se realizarán posteriormente en el Capítulo 6 se van a obviar, aunque deberán estudiarse en etapas más avanzadas del diseño para comprobar el cumplimiento de los requerimientos bajo estas condiciones.

2.7. Bibliografía

- [1] P. Sanz-Aránguez y T. Elices Concha. Vehículos Espaciales y Misiles.
- [2] Archivo de imágenes de la NASA (<http://www.nasa.gov>).
- [3] Lloyd's satellite constellation.
- [4] Dr. T.S. Kelso, Basics of the Geostationary Orbit (www.cellestrak.com)
- [5] Holli Riebeek. NASA Earth Observatory. Catalog of Earth Satellite Orbit.
- [6] UCS Satellite Database.
- [7] James R.Wertz y Wiley J.Larson. Space Mission Analysis and Design. Tercera edición.
- [8] Jeffrey Goldmeier, NASA Lewis Research Center. How does convection work in microgravity?
- [9] Mukund R. Patel. Spacecraft Power Systems.
- [10] Malcolm Macdonald y Viorel Badescu. The International Handbook of Space Technology.

Capítulo 3

Subsistemas de un Vehículo Espacial

3.1. Introducción

El objetivo de este capítulo es explicar dos de los subsistemas más importantes de un vehículo espacial, como son el subsistema de actitud y el térmico. Así mismo, también se realiza una breve definición del subsistema de potencia, objeto del presente trabajo, que sirve de introducción a la exposición completa que se realiza a lo largo de los Capítulos 5 y 6.

La inclusión en el presente capítulo de un análisis de estos subsistemas, a pesar de no ser el objetivo principal del trabajo, se debe principalmente a dos motivos. En primer lugar porque la unión de todos los subsistemas es la que conforma finalmente el vehículo. Un vehículo espacial es un ingenio complejo, y como tal, su estudio solo es posible a través de la subdivisión del diseño, en función de la disciplina en la que se basa, para que sea analizado por los especialistas correspondientes. No obstante, no debe olvidarse que los subsistemas no funcionan individualmente, y por tanto, no es posible comprender correctamente las necesidades y los requerimientos del subsistema de potencia, objeto principal del presente trabajo, sin antes un previo conocimiento, aunque básico, del resto de subsistemas implicados en el diseño.

En segundo lugar se encuentra la metodología de trabajo que se va a seguir. Ya se ha explicado que el trabajo y el Módulo de Cálculo diseñado tienen un enfoque hacia un diseño concurrente, basado en el trabajo conjunto y en paralelo de los diferentes especialistas de los subsistemas. De este modo, se hace imprescindible que cada especialista conozca, al menos, las interrelaciones existentes entre su subsistema y el resto, lo cual no será posible si no se tiene por lo menos un conocimiento básico del funcionamiento de los mismos.

3.2. Subsistema de Actitud

La actitud del satélite, u orientación del mismo respecto a un sistema de referencia, es una variable crucial para el éxito de la misión espacial. Tanto si la carga de pago es una cámara, un instrumento científico o una antena se requerirá el apuntamiento a una dirección concreta. Además de la carga de pago, otros subsistemas del vehículo necesitarán una actitud adecuada para desempeñar correctamente su actividad, como puede ser el subsistema térmico o el subsistema de potencia con la orientación de los paneles solares.

El encargado de esta tarea es el denominado sistema de determinación y control de actitud, o ADCS por sus siglas en inglés (*Attitude Determination and Control System*). El sistema ADCS será el encargado, por tanto, de estabilizar, controlar y posicionar el satélite en la orientación requerida incluso con las perturbaciones internas y externas que actúan sobre él. Para ello será necesario el uso de sensores que determinen la actitud y actuadores que permitan controlarla.

3.2.1. Métodos de Estabilización

La labor del sistema de estabilización será la de asegurar los requerimientos de apuntado y estabilidad del vehículo establecidos por los objetivos de la misión. Así, por ejemplo, este sistema será de vital importancia en misiones de observación terrestre, donde se necesita un “soporte” estable para evitar que los instrumentos ópticos tomen imágenes desenfocadas. Los principales métodos de estabilización utilizados son:

- Gradiente Gravitatorio

La estabilización mediante el gradiente gravitatorio terrestre permite mantener de forma pasiva al satélite apuntando hacia la Tierra (o dirección de nadir) aprovechando las propiedades del campo gravitatorio terrestre en el que se encuentra el vehículo. Esto se debe a la tendencia que presenta un cuerpo elongado de alinear su eje longitudinal con el centro de la Tierra.

De este modo desplegando una masa alejándola unos metros del cuerpo principal del satélite se aprovecha el pequeño momento que se genera por la diferencia de distancias entre la masa desplegada y el satélite principal cuando no están alineados con el centro terrestre para mantener la estabilización hacia nadir con una precisión del orden de 5° [1]. Por contraposición los otros dos ejes del satélite deben ser estabilizados mediante algún otro método.

- Estabilización Magnética

La estabilización magnética se basa en el aprovechamiento del campo magnético terrestre para generar un momento estabilizador en el satélite. El campo magnético terrestre, ya explicado en el capítulo anterior, se puede suponer en primera

aproximación el generado por un dipolo magnético, aunque deberán ser tenidos en cuenta las irregularidades y los armónicos terrestres para el diseño definitivo.

- Rotación

La rotación es un método de estabilización pasivo del satélite en cual el vehículo entero rota respecto a un eje generando un vector de momento angular que permanece fijo en el espacio inercial. Este momento angular proporciona una “rigidez giroscópica” que permite resistir perturbaciones en dos ejes.

- Rotación Doble

Es un sistema similar a la rotación simple, con la diferencia de que en la rotación doble existen dos secciones diferentes del vehículo girando sobre el mismo eje a velocidades diferentes. Una de las secciones, o rotor, gira rápidamente para generar un momento angular que estabilice el satélite, al igual que en el caso anterior. La otra sección, llamada estator o plataforma, gira de tal modo que se mantenga apuntando a una posición fija, como la Tierra o el Sol.

- Estabilización por Momento

Este método emplea una rueda de reacción girando a una velocidad constante según un eje perpendicular al plano de la órbita, lo que genera una “rigidez giroscópica” que mantiene estabilizado el vehículo. El control del mismo respecto al eje de giro de la rueda de reacción es posible realizarlo con pequeñas variaciones de su velocidad.

- Momento Cero

Este método permite la estabilización del vehículo espacial en los tres ejes. Para ello, al igual que el sistema anterior, se utilizan ruedas de reacción en cada eje para compensar las perturbaciones a las que se ve sometido el vehículo.

3.2.2. Determinación de la Actitud

Como su propio nombre indica, el sistema de determinación de actitud será el encargado de detectar la orientación del vehículo. Este sistema será necesario, tanto para poder obtener los datos de orientación del satélite, como para que el sistema de control de actitud realice su labor. La determinación de la actitud se puede realizar a través de sensores. Los principales sensores utilizados en los satélites terrestres se explican a continuación:

- Sensores Solares

La función de estos sensores será la de detectar la presencia solar y/o la orientación del satélite respecto al Sol. Estos sensores serán importantes a la hora de determinar la actitud del vehículo tomando al sol como referencia, ya sea para tener una referencia de orientación o para mantener el funcionamiento de ciertos componentes como los paneles solares o dispositivos que requieran estar a la sombra.

Al ser el Sol un cuerpo luminoso es relativamente sencillo determinar su presencia además de ser posible en la mayoría de los casos su aproximación a un punto en el espacio debido a la gran distancia que lo separa de la Tierra. Esto permite la existencia de una gran variedad de sensores solares, desde los más simples que detectan únicamente la presencia o ausencia de luz solar hasta los más complejos que permiten determinar con gran exactitud la dirección del Sol relativa al satélite.

- Sensores de Tierra/Horizonte

Como su propio nombre indica, estos sensores son los encargados de proporcionar la referencia de actitud del satélite respecto a la Tierra. A diferencia del Sol, no es posible aproximar la Tierra por un punto (en satélites LEO la Tierra ocupa aproximadamente un 40% del campo de visión [1]). Además, la radiación procedente de ella es muy variable en magnitud y uniformidad dependiendo del día del año y la hora y la superficie de la región sobrevolada. Por lo general se emplean sensores que funcionan en el rango del espectro de 14-16 μm [1], que escanean el espacio hasta detectar el horizonte terrestre.

- Sensores de Estrellas

Los sensores de estrellas proveen al satélite de la información de actitud más exacta, del orden de $5 \cdot 10^{-3}$ - $6 \cdot 10^{-3}$ grados sexagesimales [1]. Estos sensores utilizan cámaras que detectan las estrellas y comparan su posición con un catálogo que tengan almacenado, obteniendo de esta forma información absoluta y precisa de su actitud.

- Magnetómetros

Es uno de los sistemas más utilizados para la determinación de la actitud en los satélites en órbita baja terrestre (LEO) por su simplicidad, bajo peso y bajo coste. Su funcionamiento se basa en la medida de la intensidad y dirección del campo magnético local para después compararlo con un modelo que tengan integrado del campo magnético terrestre como el IGRF (*International Geomagnetic Reference Field*), obteniendo de este modo la actitud actual del satélite.

- Sensores de Posición y Velocidad Angular

Estos sensores se basan en el uso de giróscopos para determinar la posición y velocidad angular del satélite sin utilizar referencias externas. El principio de funcionamiento es el mismo utilizado en la estabilización por rotación de los satélites, pero aplicándolo únicamente a un sensor. Un giróscopo consistirá, por tanto, en una pequeña rueda giratoria que reacciona y mide los cambios de actitud del satélite gracias a la “rigidez giroscópica” que se opone a este cambio. La desventaja de este sistema es el empleo de partes móviles cuya vida útil resulta inferior al de otros sistemas sin estas partes. No obstante se encuentran en fase de experimentación y se han desarrollado nuevos sistemas como giróscopos láser o de fibra óptica.

Este tipo de sensores se encuentra muy extendido, pues además de proporcionar información referente a la condición de velocidad angular que no proporcionan otros sensores, permiten seguir controlando la actitud del satélite cuando otros sensores no están disponibles, como los sensores solares durante los periodos de eclipse.

3.2.3. Control de la Actitud

De nuevo, como indica su nombre, el sistema de control de actitud es el encargado de cambiar la orientación del vehículo para cumplir con los requisitos y objetivos de la misión. El control de la actitud se puede realizar a través de diferentes dispositivos:

- Ruedas de Reacción

Las ruedas de reacción se basan en el principio de conservación del momento angular. Utilizando el giro de diferentes masas colocadas en el cuerpo de satélite se puede cambiar el momento angular de otras partes del mismo sin modificar el momento angular global, que se debe conservar.

El control mediante ruedas de reacción se realizará, por tanto, variando la velocidad de las mismas de cero al valor requerido para llevar a cabo la maniobra. También es posible utilizar “ruedas de momento” (*momentum wheels*) cuya velocidad nominal no es cero, sino que ya se encuentran girando desde el momento inicial. La principal diferencia entre ambas es que las primeras se utilizan para llevar a cabo maniobras rápidas, mientras que las segundas mejoran la estabilidad al proporcionar “rigidez giroscópica”.

Este sistema de ruedas de reacción debe ser dimensionado de forma que la relación de inercia entre las ruedas y el vehículo sea la adecuada para que se alcancen los requisitos de control sin llegar a la saturación del sistema. Además será necesario

utilizar un mínimo de una rueda no coplanaria con el resto por cada eje que se desee controlar, aunque se suele añadir alguna más por redundancia.

- Momentos Magnéticos

Este es uno de los sistemas más empleados, especialmente en pequeños satélites, debido a su simplicidad, bajo coste y su “buena” precisión (que se encuentra entre 0.5° y 5° en cada eje [2]). Su funcionamiento se basa en la interacción entre los actuadores magnéticos y el campo magnético terrestre, lo que permite generar un momento para controlar el vehículo.

- Propulsores

Mediante una configuración adecuada de un grupo de pequeños propulsores es posible generar el par requerido para modificar la actitud del satélite. La ventaja del uso de propulsores respecto al uso de momentos magnéticos es que permite una total independencia de la altitud de la órbita y del campo magnético terrestre, consiguiendo además una alta precisión en las maniobras. Como desventajas, en cambio, estos sistemas deben expulsar propulsante para funcionar, limitando su vida al total de propulsante del que disponga el satélite. Además el coste, la complejidad y el peso de este sistema también son superiores al anterior.

3.3. Control Térmico

El subsistema de control térmico es el encargado de mantener la temperatura de todos los equipos en los rangos requeridos durante todas las fases de operación del vehículo.

3.3.1. Objetivos del Subsistema Térmico

Los requisitos de operación y supervivencia de los dispositivos que componen el vehículo llevan fijados unos límites de temperatura que no se deben sobrepasar. Los límites de temperatura incluyen una temperatura fría, por debajo de la cual no debe situarse el componente, y una temperatura caliente que no se debe exceder. Estas dos temperaturas se pueden establecer para los límites operacionales y los límites de supervivencia. Los primeros marcan el rango de temperaturas que tiene que tener el componente durante su operación, mientras que los segundos son los límites que no se podrán exceder en ningún momento, bajo riesgo de un daño permanente en el equipo.

Además de esta tarea, el subsistema térmico será el encargado de mantener dentro de los límites establecidos los gradientes de temperatura entre los diferentes puntos del vehículo, para evitar así una deformación estructural no deseada. En la *Tabla 3.1.* se recogen el rango de

temperaturas aproximado en el que deben mantenerse algunos componentes, tanto en periodos de operación, como de supervivencia.

Tabla 3.1. Rango de temperaturas típico de diversos componentes del subsistema de potencia y de otros dispositivos [2], [3], [4] y [5].

Componente	Rango de Temperaturas Típico [°C]			
	Operación		Supervivencia	
	Min	Max	Min	Max
NiCd	-10	+30	-30	+60
Baterías de Ni-H ₂	-10	+30	-20	+40
Li-Ion	-20	+40	-40	+80
Paneles Solares	-150	+110	-200	+130
Ruedas de Reacción	-10	+40	-20	+50
Giróscopos	0	+40	-10	+50
Antenas	-100	+100	-120	+120

3.3.2. Ambiente Térmico

- Radiación solar

La energía procedente del Sol es, en la mayoría de los casos, la mayor fuente de calentamiento del vehículo espacial. Aunque su valor¹ no es estrictamente, principalmente porque la órbita terrestre es elíptica, se suele tomar el valor medio integrado para la Constante Solar de 1366.1 W/m² [7]. Además, su intensidad es dependiente de la longitud de onda, tal como muestra la *Figura 3.1.*, distribuyéndose aproximadamente en un 7% de luz ultravioleta, un 46% en visible y un 47% en el espectro infrarrojo de onda corta.

La energía emitida en forma de luz infrarroja por el Sol se encuentra, como se ha dicho, en la zona de onda corta del mismo, mientras que las emisiones de un cuerpo a temperatura ambiente, aunque también pertenecen al espectro infrarrojo, presentan una longitud de onda significativamente mayor, típicamente entre 10-20 μm [2]. Esto permite diseñar recubrimientos térmicos que reflejen la luz solar (onda infrarroja corta), pero que presenten una gran emisividad a temperatura ambiente (onda infrarroja larga).

¹ Para más información consultar la referencia [7] y los Capítulos 5.2.1. y 6.3. del presente trabajo.

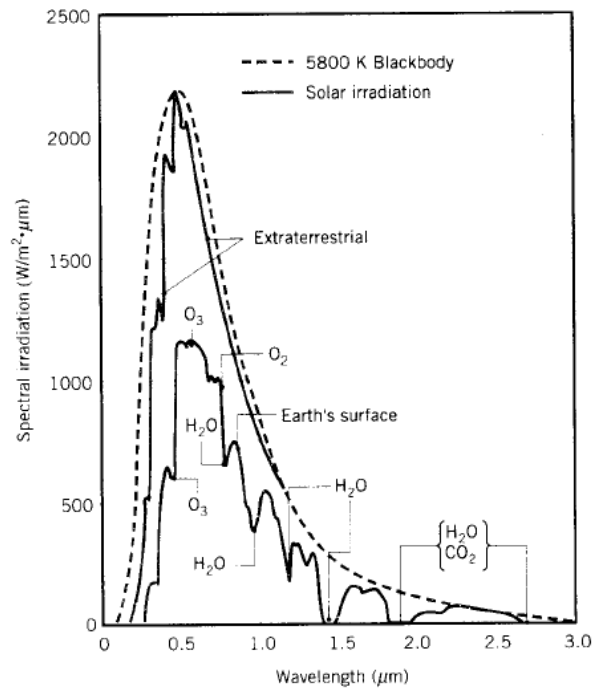


Figura 3.1. Espectro de radiación solar y cuerpo negro a 5800 K [6].

- Albedo

Se llama albedo a luz solar reflejada por un planeta o una luna. El valor del albedo varía en gran cantidad, pues es dependiente de las condiciones terrestres y la elevación del Sol. Normalmente la luz solar reflejada es mayor sobre tierra, nieve y hielo, que sobre los océanos. La reflexión aumenta también al disminuir la elevación solar o cuando hay gran nubosidad. Valores típicos del albedo se recogen en la *Tabla 3.2*.

- Radiación infrarroja terrestre

El resto de radiación no reflejada por la Tierra es absorbida, para posteriormente ser emitida como radiación infrarroja de cuerpo negro. Aunque el valor medio anual de esta radiación se mantiene aproximadamente constante, las variaciones en función de las condiciones terrestres, al igual que con el albedo son grandes. Así la temperatura de la superficie terrestre o la nubosidad serán factores muy influyentes. Puesto que las superficies calientes emiten mayor radiación, los puntos con mayor emisión se encontrarán en las zonas intertropicales y desérticas, disminuyendo a medida que se incrementa la latitud. En la *Tabla 3.2*. se muestran valores típicos de esta radiación en función de la órbita.

La radiación infrarroja emitida por la Tierra presenta aproximadamente la misma longitud de onda que la emitida por el vehículo espacial, y por tanto no puede ser reflejada por la superficie de los radiadores (al contrario que la radiación solar, cuya menor longitud de onda permite su reflexión). Sin embargo, puesto que la temperatura efectiva media de la Tierra es aproximadamente de -18°C , la transferencia de calor se producirá del vehículo a la Tierra.

Tabla 3.2. Radiación infrarroja terrestre y albedo en función de la órbita [2].

Inclinación de la órbita [deg]	Ángulo del Sol fuera del plano orbital [deg]	Radiación IR emitida [W/m^2]		Albedo [%]	
		Min	Max	Min	Max
0-30	0	228	275	18	28
	90	228	275	45	55
30-60	0	218	257	23	30
	90	218	257	50	57
60-90	0	218	244	23	30
	90	218	244	50	57

- Ambiente interplanetario

Generalmente las trayectorias interplanetarias exponen al vehículo espacial a unas condiciones ambientales más severas que las del entorno terrestre. Esto se debe a la variación de la radiación solar, a medida que el vehículo se acerca o aleja del Sol, que cambia inversamente con el cuadrado de la distancia. Además la realización de maniobras de asistencia gravitacional con diferentes astros expone el vehículo al albedo y a la radiación infrarroja del mismo.

3.3.3. Componentes del Control Térmico

Las diferentes técnicas y componentes utilizados en el control térmico se pueden dividir en dos categorías: pasivos y activos. El control térmico pasivo hace uso de materiales, recubrimientos y acabados superficiales para mantener los límites de temperatura. El control activo, en cambio, mantiene la temperatura empleando componentes activos que consumen potencia, como pueden ser los calentadores o refrigeradores eléctricos. Este tipo de control es, en

general, más complejo, caro y pesado que el pasivo. Por esta razón durante el diseño se busca generalmente conseguir un sistema totalmente pasivo, añadiendo componentes activos solamente cuando sea estrictamente necesario.

- Recubrimientos y acabado superficial

Los recubrimientos y acabados superficiales hacen referencia a los materiales o las pinturas con las que se recubre el vehículo. El uso de estos recubrimientos se lleva a cabo para variar las propiedades de emisividad infrarroja, ε , y de absorción de la energía solar, α . Así, mediante el uso de acabados superficiales con diferentes propiedades de emisividad y absorción solar, se puede mantener un balance energético entre la energía radiada al espacio y la absorbida, para mantener al vehículo en los rangos de temperatura requeridos.

- Aislamientos

Los aislamientos multicapa o MLI (*Multilayer Insulation*) son los elementos más comunes del control térmico de un vehículo espacial. Los MLI se encargan de evitar una pérdida excesiva de calor del vehículo así como de evitar un sobrecalentamiento por la exposición a la radiación térmica, es decir, actúan como materiales aislantes térmicos de baja emisividad. La *Figura 3.2.* muestra un ejemplo de un aislamiento multicapa típico.

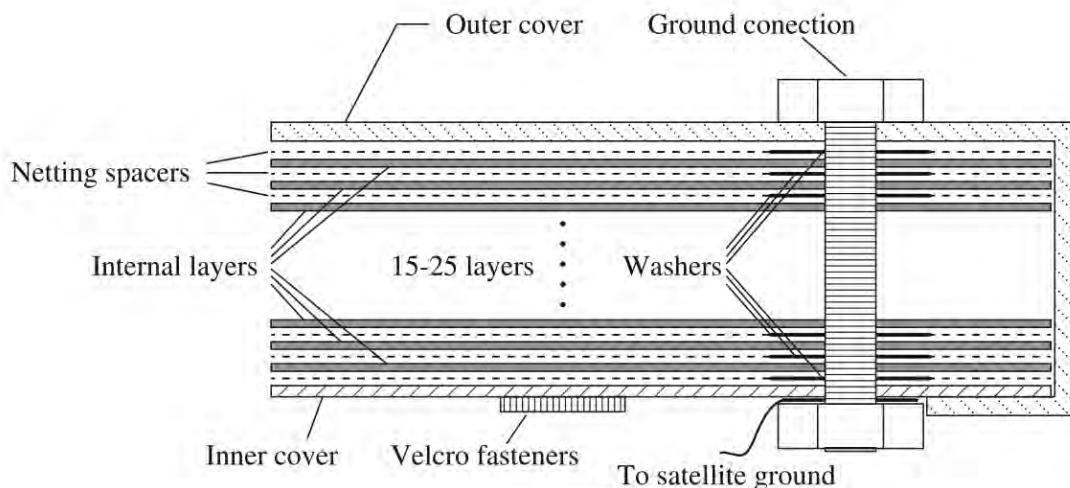


Figura 3.2. Ejemplo de aislamiento térmico multicapa [1].

- Radiadores

Los radiadores son los componentes encargados de expulsar el exceso de energía térmica al espacio en forma de radiación, puesto que, como se ha explicado anteriormente, no es posible utilizar la refrigeración por convección. Su funcionamiento se basa en la emisión de radiación infrarroja por su superficie y pueden presentar diversas formas, pero son generalmente paneles planos que se pueden desplegar, montar en la estructura, o formar parte de ella como paredes.

Los radiadores se deben dimensionar de modo que sean capaz de expulsar, tanto el exceso de energía térmica que posee el vehículo, como la propia energía térmica que absorbe el radiador del ambiente espacial. Por esta razón los radiadores suelen tener acabados superficiales con alta emisividad infrarroja y baja absorción solar.

La capacidad de energía térmica que es capaz de evacuar el radiador depende de su emisividad y su temperatura, de acuerdo con la ecuación de Stefan-Boltzman:

$$Q = \varepsilon \sigma A T^4 \quad (3.2)$$

Donde Q es el calor emitido por el radiador, ε la emisividad, A el área de la superficie del radiador, T la temperatura del mismo y σ la constante de Stefan-Boltzman ($5.67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{T}^4$). Así se puede observar como el incremento de la temperatura produce un gran aumento de la energía evacuada, por ejemplo, un radiador a 50°C tendrá el doble de capacidad de disipación que el mismo a 0°C .

- Calentadores

Los calentadores son dispositivos pensados para evitar que los equipos alcancen temperaturas demasiado bajas. Se deberá hacer uso de ellos cuando las técnicas pasivas de control térmico no sean suficientes para mantener los componentes en su rango mínimo de temperaturas requerido.

Los calentadores consisten generalmente en una resistencia, que transforma la energía eléctrica en calor. Su uso se realiza en combinación de termostatos mecánicos, que conectan o desconectan el circuito a partir de cierta temperatura, o mediante sistemas de control de temperatura más avanzados, manejados por el propio ordenador de a bordo del vehículo, que se encargará de encender o apagar las resistencias en función de la información recogida por los sensores de temperatura.

- Persianas Térmicas

Las persianas térmicas (*Louvers*) son sistemas de control térmico activo. El empleo de las mismas se realiza cuando las necesidades de disipación térmica del interior del vehículo se mueven en un rango amplio de valores. Las persianas térmicas, acopladas generalmente a radiadores externos, permiten controlar la transferencia de calor de los mismos. Su diseño consiste en diferentes láminas controladas por actuadores, de modo que cuando están cerradas impiden la disipación de energía del radiador al espacio. Cuando se abre, en cambio, el radiador puede cumplir su misión de radiar calor del vehículo al espacio. El sistema de control se encargará de hacer funcionar las persianas entre estos dos puntos extremos, para mantener los requerimientos de temperatura del vehículo. En la *Figura 3.3.* se puede ver un ejemplo de este dispositivo.

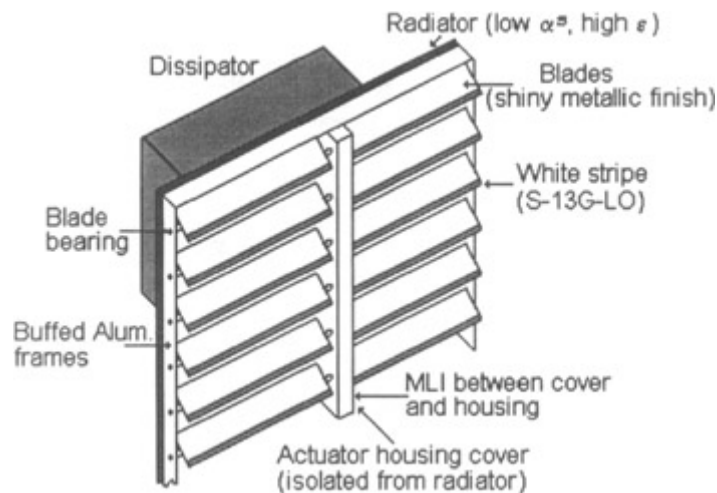


Figura 3.3. Ejemplo de persiana térmica [8].

- Tubos Termosifones Bifásicos (*Heat Pipes*)

Los tubos termosifones bifásicos, más conocidos como *heat pipes*, son componentes que permiten un transporte eficiente de la energía térmica. Su diseño consiste en una estructura cerrada que contiene un fluido trabajando entre fase líquida y de vapor, que transporta la energía térmica desde el evaporador al condensador. Un esquema de este diseño se muestra en la *Figura 3.3.*

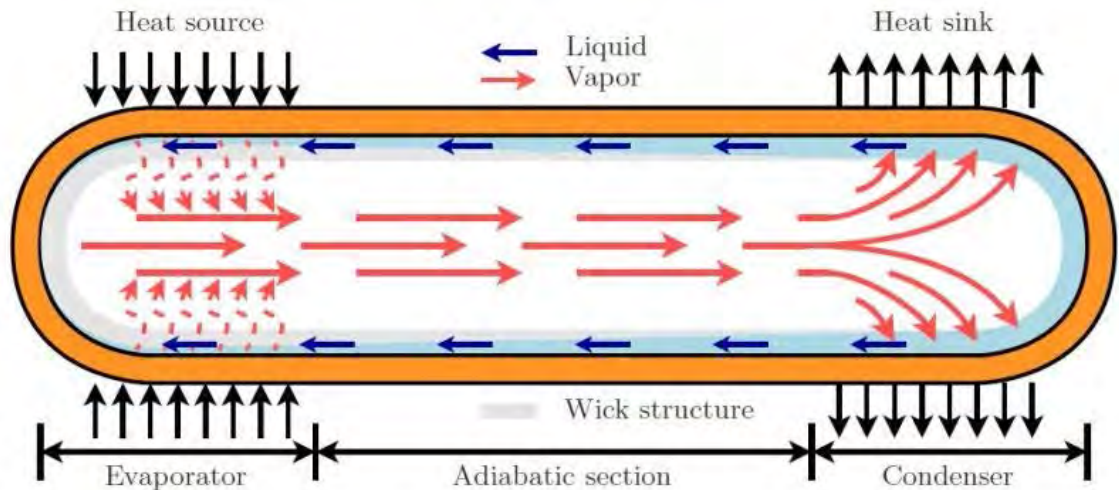


Figura 3.4. Ejemplo de Heat Pipe [9].

El funcionamiento del mismo se basa en la vaporización del fluido en el evaporador, formando un vapor que se dirige hacia el condensador, donde está a menor presión. En el condensador el vapor cambia a estado líquido, fluyendo por capilaridad hacia el evaporador para continuar de nuevo el proceso. De esta forma se consigue una capacidad de transporte de calor entre 4-5 veces superior que una varilla de cobre de la misma masa.

Este sistema de transporte se puede realizar en varias formas y adaptarse a diferentes temperaturas utilizando un fluido de trabajo que se adapte al rango requerido. Los tubos térmicos permiten separar la fuente de calor y el sumidero del mismo en el vehículo, por lo que no es necesario montar todos los componentes a refrigerar en los paneles radiadores.

3.4. Introducción al Subsistema de Potencia

Este es el subsistema del vehículo espacial al que se le va a dedicar el análisis más profundo, pues es el subsistema objeto del presente proyecto, que deberá ser dimensionado por el Módulo de Cálculo que se ha diseñado.

El análisis del mismo, por tanto, se realizará a través de varios capítulos, concretamente se profundiza en los Capítulos 5 y 6. Por ello, de momento, y hasta llegar a los capítulos mencionados, basta con saber que el subsistema de potencia eléctrica o EPS (Electrical Power System) es el encargado de generar, almacenar, distribuir y controlar la energía eléctrica del vehículo espacial.

3.5. Otros Subsistemas

Los dos subsistemas explicados en este capítulo son los más importantes con relación al subsistema de potencia, por lo menos, en el modelo de metodología concurrente que se ha planteado en la CDF de IDR/UPM, y por esta razón se realiza una breve exposición de los mismos. No obstante, no deben olvidarse que estos no son los únicos, así pues, también estarán los subsistemas de estructuras y mecanismos, el control de órbita, o el de propulsión, entre otros. Por supuesto, estos subsistemas también se relacionarán con el subsistema de potencia, sin embargo su nivel de relación será inferior, al menos en los cálculos de dimensionado del modelo planteado, por lo que no se realizará una exposición de los mismos.

3.6. Bibliografía

- [1] Malcolm Macdonald y Viorel Badescu. The International Handbook of Space Technology.
- [2] James R.Wertz y Wiley J.Larson. Space Mission Analysis and Design. Tercera edición.
- [3] Mukund R. Patel. Spacecraft Power Systems.
- [4] NASA. Nickel-Hydrogen Spacecraft Battery Handling and Storage Practice.
- [5] Saft. NiCd Batteries Operating and Maintenance Manual
- [6] Frank P. Incropera. Fundamentals of Heat and Mass Transfer.
- [7] ASTM E490. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables.
- [8] Robert D. Karam y Paul Zarchan. Satellite Thermal Control for Systems Engineers.
- [9] Heat Pipe Figure. www.heatpipe.nl.

Capítulo 4

Ingeniería Concurrente

4.1. Introducción

El objetivo de este capítulo es, en primer lugar, realizar una introducción explicativa de la necesidad existente de dividir un proyecto espacial en diferentes fases debido a su complejidad, así como exponer los procesos que se llevan a cabo en cada una de ellas.

La descripción de las distintas fases permite entender por qué se ha estado utilizando tradicionalmente un diseño iterativo y las ventajas que aportará adoptar la metodología de ingeniería concurrente en las primeras etapas del mismo.

Por último, se describe la estación de trabajo o instalación de diseño concurrente (CDF) que permite llevar a la práctica el diseño concurrente, profundizando en la CDF del “Instituto de Microgravedad Ignacio Da Riva” (IDR/UPM), donde se ha realizado este proyecto.

4.2. Fases del Proyecto de una Misión Espacial

Como ya se ha mencionado, la complejidad de las misiones espaciales obliga, en la mayoría de los casos, a dividir el proyecto en diferentes fases. Atendiendo a los estándares ECSS de la Agencia Espacial Europea (ESA) y las normas de la NASA la *Tabla 4.1* recoge la denominación de cada una de ellas y las actividades que se realizan.

La razón de esta división en diferentes fases es que permite independizar las distintas actividades del proyecto, y los diferentes hitos que se van alcanzando. De este modo, cada nueva fase se va desarrollando basada en la anterior, que ya ha sido evaluada y revisada de manera independiente.

Tabla 4.1. Fases del ciclo de vida de un proyecto de misión espacial definidas por los estándares ECSS y las normas de la NASA [2].

ID Fase		Nombre de la Fase	
ECSS	NASA	ECSS	NASA
0	Pre-A	Mission analysis (Análisis de misión)	Advanced Studies (Estudios avanzados)
A	A	Feasibility (Viabilidad)	Preliminary analysis (Análisis preliminar)
B	B	Preliminary Design (Diseño preliminar)	Definition (Definición)
C	C	Detailed design (Diseño detallado)	Design (Diseño)
D	D	Qualification and production (Certificación y producción)	Development (Desarrollo)
E	E	Utilization (Utilización)	Operations (Operación)
F		Disposal (Terminación funcional)	

La Pre-Fase A o Fase 0 consiste, generalmente, en la formulación del programa y la identificación de misiones potenciales avaladas por estudios avanzados que abarcan análisis, simulaciones y cierta investigación o desarrollo. Los propósitos principales son plantear misiones relevantes, los objetivos de la misión, los requerimientos a nivel de los diferentes sistemas, los conceptos preliminares de la operación, los costes preliminares, la programación preliminar de los plazos de entrega y la identificación de las tecnologías a desarrollar. Además, a menudo en esta etapa puede ser necesaria la colaboración con grupos científicos interdisciplinarios ajenos al proyecto para establecer el programa de objetivos científicos.

La Fase A abarca la formulación conceptual del proyecto específico que responde a las necesidades del cliente, o el planteamiento de desarrollar una propuesta no solicitada. Las actividades principales incluyen la definición conjunta de la misión, la refinación de las necesidades, el desarrollo de los requerimientos a nivel de sistema, el desarrollo de uno o más diseños conceptuales, la identificación de las necesidades de investigación y los elementos con largos plazos de entrega, la definición de un concepto inicial de funcionamientos y el desarrollo de una estimación de plazos y costes.

La FaseB consiste en la selección del diseño óptimo de entre los identificados en la Fase A, si hubiese varios, y en llevar a cabo diseños preliminares de la misión, su despliegue, operación y desmantelamiento. Estos diseños preliminares están lo suficientemente detallados para servir de base firme para estimar el rendimiento, las características operacionales, los riesgos, los costes y los plazos. Generalmente la decisión crítica de continuar o no con el proyecto se realiza después de completar esta fase.

Las Fases C y D suelen estar normalmente integradas. En la Fase C el diseño se finaliza detallado suficientemente para que se pueda llevar a cabo la fabricación. Este diseño está corroborado por el análisis a nivel de subsistemas y sistema. El diseño se congela en este momento, y la fabricación se inicia en la Fase D. Esta fase comprende la fabricación, ensamblado, integración, verificación y validación a nivel de subsistemas y sistema seguida posteriormente del despliegue del sistema en su entorno operacional.

La Fase E se corresponde con la operación del sistema, y engloba su mantenimiento, la formación continua de los operadores y el mantenimiento del segmento de tierra.

Por su parte, la Fase F engloba el desmantelamiento y la documentación del rendimiento del sistema en conjunto. En la *Tabla 4.2.* se recoge un resumen de lo expuesto anteriormente.

Teniendo en cuenta que el objetivo de este trabajo es analizar el diseño conceptual de un ingenio espacial en sus primeras etapas (nos encontramos con un problema de dimensionado de los diferentes componentes del vehículo, prueba de distintas configuraciones y selección de los parámetros de la misión como puede ser el tipo de órbita), se van a realizar estudios propios de las Fases 0 o Pre-A y las Fases A. Se puede destacar en este punto la importancia de realizar un buen estudio durante estas fases, pues aproximadamente el 70% del coste de un proyecto espacial viene determinado por las decisiones tomadas en la fase del diseño conceptual del programa [3].

Esa será pues la orientación que seguirá el proyecto a partir de este punto, explicándose a continuación las ventajas de la metodología de ingeniería concurrente respecto a la visión tradicional y las soluciones buscadas para llevar a cabo este tipo de diseño de manera efectiva.

Tabla 4.2. Fases detalladas del ciclo de vida de un proyecto de misión espacial según la NASA [2].

Phase		Purpose	Products
Formulation	Pre-Phase A Concept Studies	Produce a broad spectrum of ideas and alternatives for missions from which new programs/projects can be selected Determine feasibility of desired system Develop mission concepts Draft system-level requirements Identify potential technology needs	Feasible system concepts in the form of simulations, analysis, study reports, models and mockups
	Phase A Concept and Technology Development	Determine feasibility and desirability of a suggested new major system Establish an initial baseline Develop mission concept Develop system-level requirements Identify needed technology developments Pass conceptual design review	Mission objectives System-level requirements Mission conceptual design Conceptual subsystem requirements Schedule and cost
	Phase B Preliminary Design and Technology Completion	Establish an initial baseline Develop preliminary mission architecture Develop preliminary operational plan Develop preliminary system requirements Develop preliminary subsystem requirements Develop a preliminary subsystem design Develop schedule and cost Demonstrate feasibility Pass preliminary design review	Mission objectives System-level requirements Mission preliminary design Mission architecture Mission operational plan Preliminary subsystem requirements Status technology requirements Schedule and cost
Implementation	Phase C Final Design and Fabrication	Develop final mission architecture Develop final operational plan Develop final system requirements Complete detailed design of system Complete detailed design of subsystems Demonstrate maturity of needed technologies Pass critical design review Fabricate, integrate and test subsystems	Mission objectives System-level requirements Mission critical design Mission architecture Mission operational plan Critical subsystem requirements Status of technology developments Schedule and cost Tested subsystems
	Phase D System Assembly, Integration and Test, Launch	Integrate and test the system Verify it meets requirements Validate it meets needs Launch	Verified and validated system ready to be deployed Deployed system
	Phase E Operations and Sustainment	Initiate the mission Implement mission operations plan Sustain operations support	Operational system
	Phase F Closeout	Decommission system Dispose of system	Disposed system

4.3. Diseño Clásico

La metodología de diseño tradicional se puede definir como un proceso secuencial multidisciplinar. Esto quiere decir que el equipo de diseño estará compuesto por diferentes especialistas de cada subsistema. La realización del diseño si los diferentes subsistemas estuviesen completamente aislados correspondería simplemente a unir las soluciones individuales adoptadas en cada subsistema, sin embargo esta idealización es completamente irreal. En la práctica todos los subsistemas están interrelacionados en mayor o menor medida de ahí la adopción tradicional de un diseño secuencial.

La secuencialidad se lleva a cabo a partir de los resultados de la etapa anterior. El proceso comienza con un diseño o requisitos iniciales que pasan al especialista encargado de algún subsistema. Una vez que el especialista adopta una nueva solución el diseño pasa al encargado del siguiente subsistema, que toma como base el nuevo diseño. Este proceso se repite hasta llegar a una solución óptima. En la *Figura 4.1.* se recoge de forma esquemática este proceso.

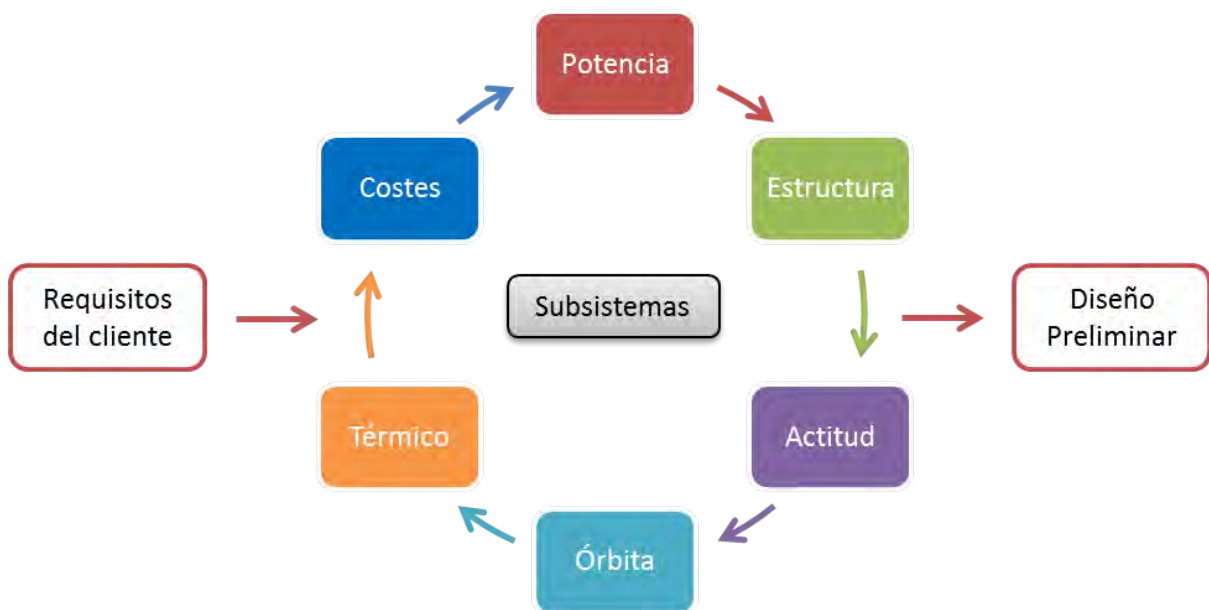


Figura 4.1. Esquema de un diseño basado en un proceso iterativo clásico.

Este esquema de diseño tiene numerosas desventajas. En primer lugar, como se ha comentado, la solución de diseño que minimiza costes y peso a nivel global, o cualquier otro requisito que se intente maximizar o minimizar, no coincidirá generalmente con la solución óptima del subsistema. Conseguir estos objetivos implica tener una visión global del diseño así

como comunicación constante entre los especialistas, sin embargo este sistema de trabajo secuencial no está enfocado hacia esos objetivos lo que dificulta en gran medida la labor.

En segundo lugar se encuentra el tiempo requerido para llevar a cabo el diseño. El diseño secuencial implica llevar a cabo numerosas iteraciones lo que lleva a su vez a aumentar el tiempo necesario para concluir el diseño.

Como ventaja de esta metodología, en cambio, se encuentra el nivel de detalle con el que se puede profundizar en el diseño. Esto es posible ya que cada especialista se centra exclusivamente en su subsistema pudiendo llegar a un diseño con gran detalle.

4.4. Ingeniería Concurrente

En contraposición al diseño de ingeniería clásico se encuentra la ingeniería concurrente, que en palabras de la ESA se puede definir como:

“La Ingeniería concurrente (CE) es una aproximación sistemática para el desarrollo integrado de productos que se enfatiza en la respuesta a las expectativas del cliente. Ésta incorpora valores de equipo de cooperación, confianza e intercambio, de tal manera que las decisiones se llevan a cabo por consenso, involucrando todas las perspectivas en paralelo, desde el inicio del ciclo de vida del producto”.

La clara ventaja de la metodología de ingeniería concurrente es que permite la participación simultánea de todos los especialistas de cada campo, reduciendo el riesgo de errores o conflictos en el diseño puesto que cada decisión importante es debatida en conjunto y aceptada colectivamente. De este modo, el diseño progresa en paralelo y permite a aquellas disciplinas que tradicionalmente eran involucradas en etapas posteriores del diseño participar desde el comienzo y corregir tendencias que podrían invalidar el diseño final. Otra ventaja es que permite al posible cliente participar en las sesiones de diseño, de modo que pueda contribuir en el estudio, contestar a las preguntas del equipo de diseño, y seguir la evolución en tiempo real del proyecto, posibilitándole la corrección de aquellas partes del diseño que no se adapten a sus expectativas.

La ingeniería concurrente, como se ha comentado, tiene especial aplicación en las primeras fases del diseño (Pre-Fase A y Fase A) ya que en estas fases no se exige un nivel excesivo de detalle de la misión, y es posible plantearla a través de parámetros que la modelan como muestra la *Figura 4.2*. Estas fases requieren que sean realizadas en el menor tiempo posible, pues interesa conocer rápidamente la viabilidad del proyecto. Esto es debido a que el número de proyectos que se plantean es generalmente muy alto, sin embargo, de entre estos, los que finalmente pasan a un estudio más detallado son muy pocos.

La estimación de la viabilidad o inviabilidad del proyecto rápidamente es fundamental a la hora de reducir costes y poder realizar un mayor número de estudios. Y es esta otra de las ventajas fundamentales de esta metodología. Mientras que un diseño iterativo tradicional puede extenderse a lo largo de meses, típicamente entre 6 y 9 meses, un diseño concurrente puede

reducir este tiempo a unos pocos meses o incluso semanas, con unos resultados similares o incluso de mayor calidad en comparación con el diseño tradicional.

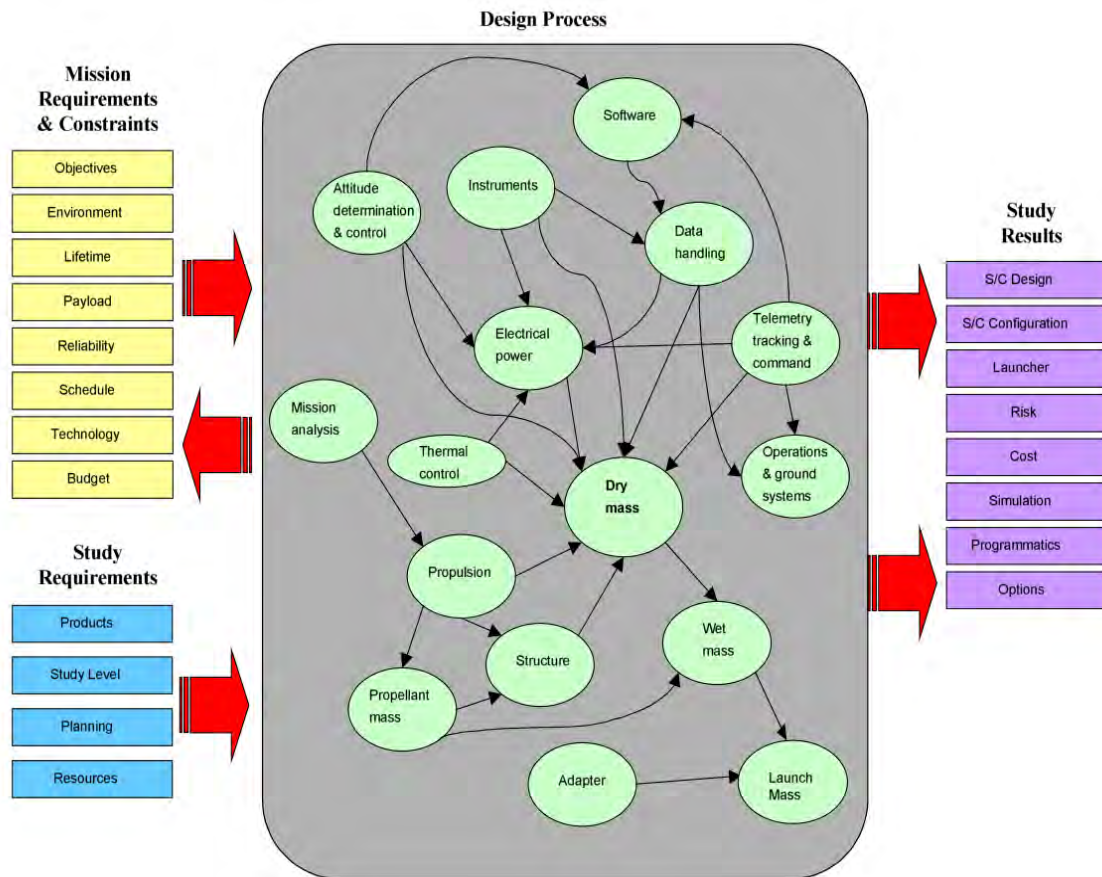


Figura 4.2. Modelo conceptual de ejemplo de misión y proceso de diseño concurrente de un vehículo espacial [1].

Aunque, como se ha indicado, la metodología de ingeniería concurrente se encuentra actualmente más enfocada a los diseños preliminares (por la simplicidad de construir en estas etapas modelos de la misión que interrelacionen las diferentes disciplinas), cada vez hay una mayor tendencia a integrar este esquema de trabajo en fases más avanzadas del proyecto, consiguiéndose con ello las ventajas de eficiencia en costes y tiempo manteniendo un diseño robusto y funcional.

4.5. Instalación de Diseño Concurrente o CDF

La metodología de trabajo basada en la ingeniería concurrente no es un concepto nuevo. Las ventajas que aporta este modelo de trabajo ya se conocían y aplicaban en el sector aeronáutico y en otras industrias a lo largo del ciclo de desarrollo de los productos. Sin embargo, no ha sido posible hasta hace pocos años aplicar este modelo aprovechando todas sus ventajas. Ha sido el desarrollo tecnológico de ordenadores y redes, así como la aparición de herramientas de programación adecuadas, las que lo han hecho posible al permitir un intercambio de información a tiempo real o casi real para hacer factible la realización del diseño en poco tiempo con el trabajo simultáneo del equipo multidisciplinar. Es aquí donde entra en juego la Instalación de Diseño Concurrente (*Concurrent Design Facility – CDF*).

Una Instalación de Diseño Concurrente se puede considerar como una sala equipada con una red de ordenadores, dispositivos multimedia, y software específico, que permite a un equipo de especialistas de distintos campos trabajar aplicando la metodología de la ingeniería concurrente para el diseño de futuras misiones espaciales. El objetivo de la instalación será, por tanto, la facilitación de una forma rápida y efectiva de la interacción entre las diferentes disciplinas implicadas asegurando resultados consistentes y de alta calidad en tiempos mucho más cortos que los obtenidos mediante un diseño tradicional.

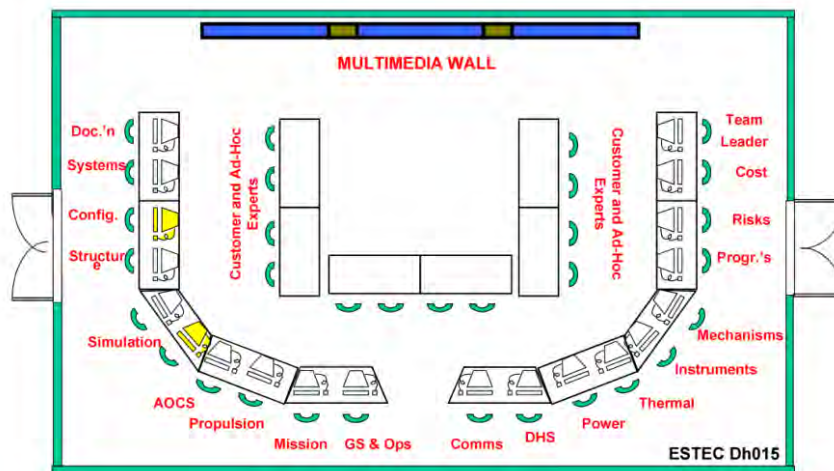


Figura 4.3. Esquema de la instalación CDF de la ESA/ESTEC [1].

En la *Figura 4.3.* se muestra un ejemplo de Instalación de Diseño Concurrente del Centro Espacial Europeo de Investigación y Tecnología (ESTEC). El diseño de la sala consta de un conjunto de ordenadores o puestos de trabajo, cada uno dedicado al especialista correspondiente. Además cuenta con una pantalla multimedia interactiva que permite poner en común el estado de desarrollo del diseño e ir mostrándolo a los clientes, presentes también en la sala.

La viabilidad de este tipo de instalación ha quedado sobradamente demostrada a través del éxito en el análisis de una gran cantidad de misiones con objetivos dispares. Como ejemplo, en el “Anexo II: Actividades de la CDF de la ESA” se recoge en una tabla la lista de estudios y análisis llevados a cabo por la Instalación de Diseño Concurrente de la Agencia Espacial Europea (ESA/ESTEC) desde que se creó, para investigar la viabilidad del concepto en 1998, hasta la actualidad.

No obstante a lo dicho, se ha de subrayar que un grupo de diferentes especialistas trabajando en conjunto en una misma sala y usando herramientas complejas no es lo único necesario, sino que hace falta además un ambiente colaborativo y que el grupo trabaje como un equipo, de lo contrario los posibles conflictos que se generarían pueden disminuir las ventajas de esta metodología, o incluso hacer inviable el diseño concurrente respecto al tradicional. El establecimiento de un equipo multidisciplinar altamente motivado es una parte fundamental de esta metodología para llevar a cabo el trabajo de diseño en tiempo real.

Esta base de trabajo, aunque fácilmente entendible de forma teórica, puede llegar a ser de difícil puesta en práctica, ya que en ocasiones obligará a los ingenieros a trabajar bajo una alta presión debido a la adaptación a un entorno en donde deberán:

- Preparar el diseño de sus subsistemas utilizando el software específico de la instalación CDF.
- Seguir en todo momento el proceso de diseño e identificar las influencias de otros dominios sobre el suyo propio.
- Estar preparado constantemente para responder las preguntas relativas a su especialidad.
- Adaptar el modelo de su subsistema para integrar los cambios en las bases de la misión.
- Guardar el camino de diseño tomado, las hipótesis y notas para preparar el informe final del diseño.

La otra parte fundamental de la instalación, que ya se ha mencionado, es la infraestructura de software con la que cuenta. Según detalla la ESA, el conjunto de programas con los que cuente la instalación de diseño concurrente deberá contener [1]:

- Herramientas para la generación del modelo.
- Integración del modelo, es decir, la posibilidad de intercambio de los datos entre los subsistemas en tiempo real o casi real.
- La posibilidad de incorporar herramientas específicas de cada dominio para para realizar el modelo o cálculos complejos.
- Soporte para documentar el proceso.

- Capacidad de archivado y almacenamiento.

Además de estos componentes, la instalación deberá permitir trabajar en remoto con ella desde otro centro, y permitir el intercambio de información fácilmente entre el entorno de la CDF y el entorno normal de oficina.

4.6. Instalación de Diseño Concurrente (CDF) de IDR/UPM

La Instalación de Diseño Concurrente (CDF) del ESTEC es un ejemplo de sala para llevar a cabo un diseño concurrente, pero no es la única solución posible. Actualmente, este tipo de instalación se ha popularizado enormemente debido a las numerosas ventajas que se han ido argumentando con anterioridad en el capítulo, y ello ha llevado a la aparición de una gran cantidad de soluciones distintas para adoptar métodos de trabajo de ingeniería concurrente, tanto a nivel comercial, como académico.

El Módulo de Cálculo del Subsistema de Potencia Eléctrica, objeto de este proyecto, ha sido desarrollado para su implementación en la Instalación de Diseño Concurrente del Instituto de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM). La CDF del Instituto es una instalación de propósito académico que guarda una gran similitud con la del ESTEC ya mencionada, pero con diferentes particularidades que serán descritas.

La instalación está formada por una única sala con doce estaciones de trabajo. Cada estación cuenta con un ordenador conectado a dos monitores y está pensada para ser utilizado por el ingeniero especialista en el subsistema correspondiente. El equipo de trabajo, de hasta once personas, estaría liderado por el Ingeniero de Sistemas, quien controlaría la coherencia en el intercambio de datos entre las estaciones de trabajo y moderaría la puesta en común de información. Este intercambio de información es posible gracias a la interconexión de todas las estaciones de trabajo en la misma red, lo que permite no sólo la transmisión de datos a través de la red, sino la interacción a tiempo real entre las estaciones, facilitando compartir el escritorio de trabajo de cada ordenador con el monitor secundario de la estación de trabajo correspondiente. Las estaciones de trabajo cuentan a su vez con cámaras que permiten realizar videoconferencias para poder realizar la coordinación con algún equipo de trabajo externo a la instalación, y del software específico necesario para cada subsistema, como pueden ser los propios Módulos de Cálculo o software comercial como Matlab, Excel, ESATAN, CATIA, etc.

Además de las estaciones de trabajo, otra característica de las instalaciones de diseño concurrente es su equipamiento multimedia. La CDF de IDR/UPM cuenta con dos monitores de gran tamaño y un proyector, visibles desde cualquier punto de la sala, para mostrar información común relevante del diseño. Además, cuenta también con una pantalla multimedia que, además de mostrar información, permite al ingeniero de sistemas o al cliente interactuar con el diseño. En la *Figura 4.4.* se muestra la instalación CDF de IDR/UPM descrita. En ella se pueden ver las estaciones de trabajo y tres de las pantallas multimedia.



Figura 4.4. Instalación CDF del Instituto de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM) [5].

El trabajo del equipo multidisciplinar es posible, como se ha dicho, gracias a la interconexión de las estaciones de trabajo, que permiten la transmisión de información entre ellas en tiempo casi real. Este intercambio de datos está organizado a través de una base de datos común en MySQL¹ controlada por el Ingeniero de Sistemas, tal y como aparece esquematizada en la *Figura 4.5*. En este esquema aparecen ejemplificados seis subsistemas diferentes de un vehículo espacial genérico, ya que este ha sido el esquema utilizado para el desarrollo de éste proyecto, en el que personas diferentes han desarrollado cada uno el módulo correspondiente a su subsistema para trabajar en conjunto junto al ingeniero de sistemas. Sin embargo, esta no es la solución única, pues como se ha ido exponiendo anteriormente es posible organizar modelos para la misión tan complejos como sea requerido añadiendo subsistemas, junto con especialistas en dichas disciplinas, hasta completar el aforo de la instalación de once personas más el ingeniero de sistemas.

Se ha de recalcar que todos estos modelos tendrán en común la base de datos, que está compuesta por diferentes variables relevantes en el diseño que se está llevando a cabo en ese momento. Esas variables son introducidas como requisitos de la misión o por los propios Módulo de Cálculo, y cada una de ellas a su vez puede ser un dato de entrada o salida de los Módulos. De este modo mientras los Módulos trabajen utilizando los datos de entrada procedentes de la base de datos se consigue realizar un diseño coherente y optimizado de los diferentes subsistemas, ahorrando tiempo y costes.

¹ MySQL es el sistema de gestión de bases de datos utilizado por la instalación CDF del IDR/UPM.

La tarea de interconexión recae por tanto, no solo en la base de datos y la instalación, sino también en cada uno de los Módulos, por esta razón el funcionamiento detallado de la comunicación del Módulo del Subsistema de Potencia con la base de datos (y a su vez con el resto de subsistemas) se explicará en el Capítulo 7, donde se expone detalladamente su estructura y funcionamiento.

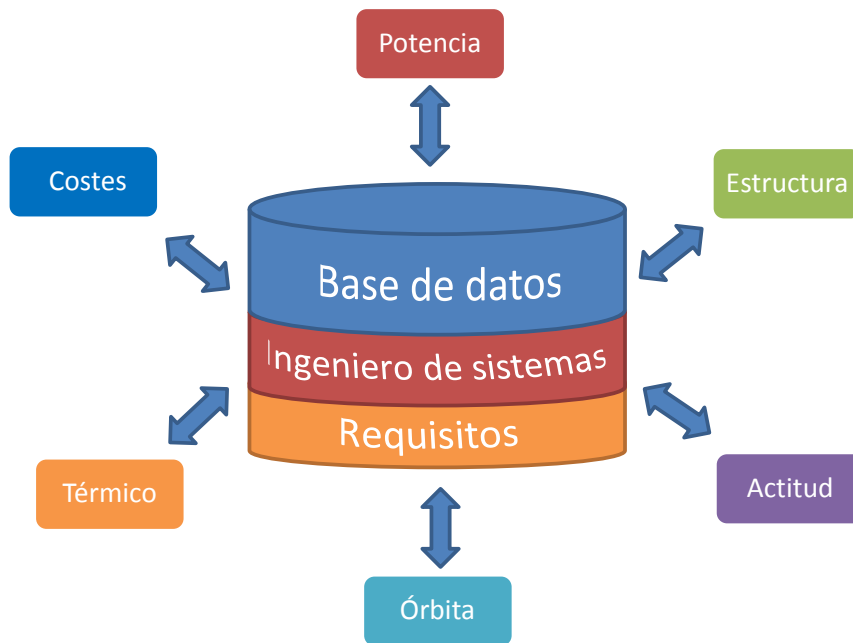


Figura 4.5. Esquema de funcionamiento de la instalación CDF de IDR/UPM.

Por último, queda determinar el cumplimiento de los requisitos a nivel infraestructura de software considerados como necesarios por parte de la ESA en una instalación CDF. Estos son los mencionados en el apartado anterior y que a continuación se vuelven a enumerar junto con la descripción de las soluciones que se encuentran implementadas en la CDF de IDR/UPM:

- Herramientas para la generación del modelo.

La herramienta que permite generar un modelo para realizar el trabajo de diseño en la instalación CDF de IDR/UPM es la llamada “*Concurrent Design Application*” [6]. Su uso se describe en el Capítulo 7, pero en resumen, puede decirse que esta herramienta asiste en el proceso de establecer las variables del modelo, las interrelaciones entre los subsistemas, la monitorización de su variación, y la gestión de su almacenamiento en la base de datos.

- Integración del modelo, es decir, la posibilidad de intercambio de los datos entre los subsistemas en tiempo real o casi real.

Esto es posible, tal y como se muestra en la *Figura 4.5.* gracias al uso de una base de datos. La base de datos contiene la información referente a las variables del modelo, y gestiona el acceso a ellas y su modificación por parte de los módulos de cada subsistema. En el Capítulo 7 se incluye una explicación detallada de su funcionamiento. El control de la base de datos se realiza a través de la herramienta “Concurrent Design Application”

- La posibilidad de incorporar herramientas específicas de cada dominio para para realizar el modelo o cálculos complejos.

La propia estructura con la que se ha diseñado internamente la CDF de IDR/UPM, basada en el intercambio de información a través de una base de datos, permite que esta condición se cumpla directamente. Esto es posible gracias a que la comunicación con la base de datos es completamente independiente del software de cálculo que implemente cada subsistema, mientras se respete el sistema de comunicación. De este modo, algunas herramientas pueden estar desarrolladas en hojas Excel, en Matlab o en C++ para el caso del Módulo de Potencia. Además de que podrán implementar cada uno conexiones con software específico como ESATAN para el subsistema térmico o CATIA y NASTRAN para el subsistema de estructura.

- Soporte para documentar el proceso.

El soporte y la documentación del proceso es posible realizarlo a través de herramientas ofimáticas como Microsoft Word incluido en las propias estaciones de trabajo.

- Capacidad de archivado y almacenamiento.

La instalación CDF de IDR/UPM da la posibilidad de llevar a cabo esta tarea de dos formas diferentes. Por un lado, cada puesto de trabajo funciona como un ordenador normal con un disco duro, de modo que se puede guardar tanto la documentación como los resultados requeridos en el mismo. Por el otro lado, se encuentra disponible en todas las estaciones una conexión a internet y a un servidor comunitario, por lo que es posible guardar los datos que tengan que ser compartidos¹.

¹ Al margen de los datos que ya se comparten a través de la interconexión de los Módulos de Cálculo con la base de datos.

Además, está prevista la posibilidad de trabajo en la CDF a través de otras instalaciones mediante la conexión a internet que tienen los puestos de trabajo. Se utiliza para ello las herramientas multimedia, descritas anteriormente, como la cámara web, que permite establecer videoconferencias con el resto de integrantes en la sala para realizar el diseño conjunto, o mediante el control en remoto del propio puesto de trabajo a través de otro ordenador, que permite utilizar todas las herramientas que solamente están disponibles desde el propio puesto de la CDF.

El último requisito de la infraestructura de software, de permitir el intercambio de información entre el entorno de la CDF y el entorno normal de oficina, se consigue a través de la conexión al propio servidor, ya mencionado, al que se permite el acceso desde otros puestos de trabajo además de los de la CDF.

4.7. Bibliografía

- [1] M. Bandecchi, B. Melton, B.Gardini y F.Ongaro. The ESA/ESTEC Concurrent Design Facility.
- [2] Malcolm Macdonald y Viorel Badescu. The International Handbook of Space Technology.
- [3] Allan I. McInnes y otros. A Systems Engineering Tool for Small Satellite Design.
- [4] Página web ESA (<http://www.esa.int/CDF>).
- [5] Página web IDR (<http://www.idr.upm.es>).
- [6] Ignacio Torralbo y Germán Rico. Presentación "Concurrent Design Application".

Capítulo 5

Subsistema de Potencia Eléctrica

5.1. Introducción

En este capítulo se analiza con detalle el estado del arte y las posibles soluciones de diseño a considerar para los sistemas de potencia eléctrica de los vehículos espaciales, de nuevo, haciendo énfasis en aquellos que proveen de energía a los satélites de órbita terrestre.

El subsistema de potencia eléctrica (*Electrical power subsystem* - EPS) es el encargado, no sólo de generar la energía necesaria para el correcto desarrollo de la misión, sino que además es el subsistema responsable de almacenarla y controlar su distribución.

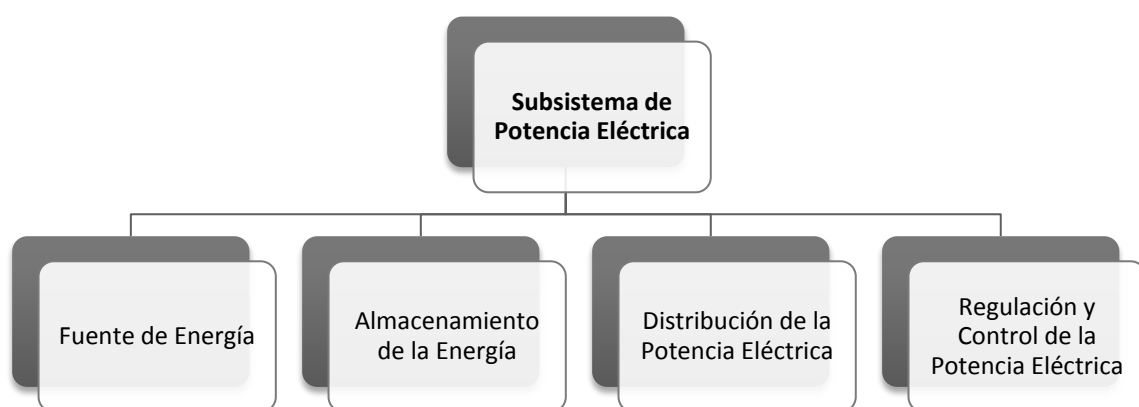


Figura 5.1. Esquema de las funciones del Subsistema de Potencia Eléctrica [1].

Se debe destacar en este punto la importancia de este subsistema, pues generalmente dependen de él, tanto el resto de subsistemas, como el éxito de la propia misión, ya que un fallo en el suministro de energía eléctrica conduciría al fracaso de la misión, al dejar al vehículo completamente inutilizado y fuera de control, como una mera masa describiendo una órbita. Por ello, y aunque en las fases tempranas de diseño que se están analizando no sea un factor primario a tener en cuenta, no se debe olvidar que formarán también parte del sistema de potencia, tanto las protecciones, como la duplicidad o redundancia de ciertos componentes críticos para prevenir cualquier posible fallo del sistema, y asegurar con ello el éxito de la misión.

5.2. Fuente de Energía

A lo largo del desarrollo de los vehículos espaciales los requerimientos de potencia eléctrica se han ido incrementando acorde a su complejidad y tamaño, evolucionando de unos pocos vatios en los primeros desarrollos, a varios kilovatios en los satélites de comunicación actuales. Esta tendencia se puede apreciar en la *Figura 5.2.*, en la cual se representa el crecimiento en los requerimientos de potencia de satélites en órbita geoestacionaria en función del año de lanzamiento. Aunque no refleje con exactitud el estado actual de los sistemas de potencia, al estar basado en datos antiguos, sí que aporta una tendencia general que se adapta al desarrollo seguido en la actualidad.

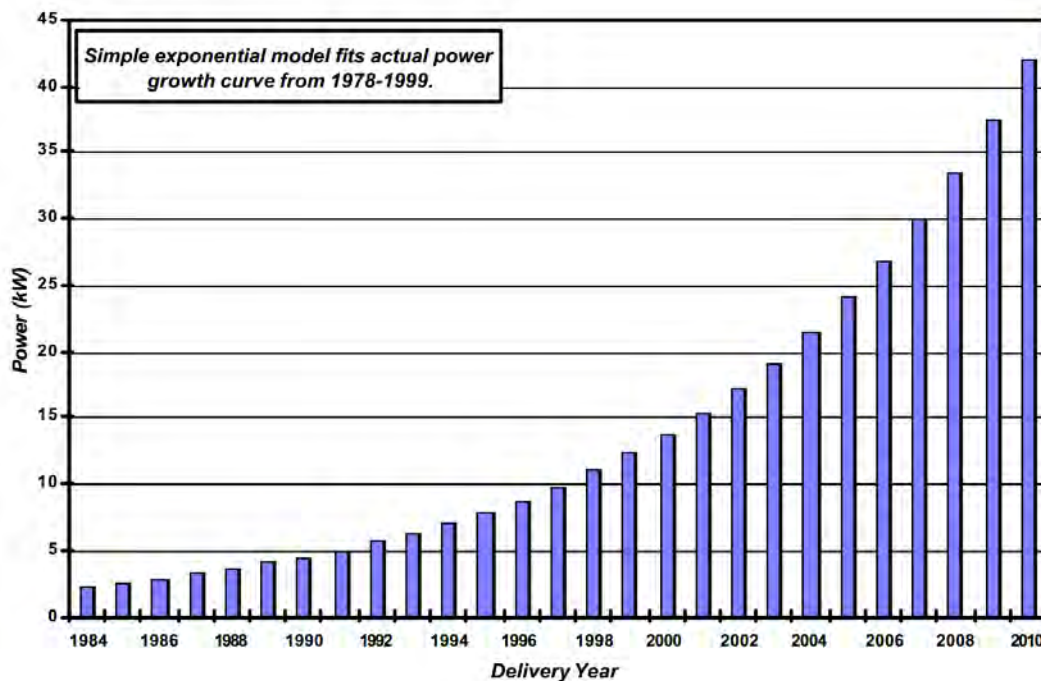


Figura 5.2. Evolución temporal de la potencia requerida por satélites GEO [4].

Por otro lado, la *Figura 5.3.* representa la tendencia actual de los requerimientos de potencia de satélites de comunicaciones en función de la masa total del vehículo.

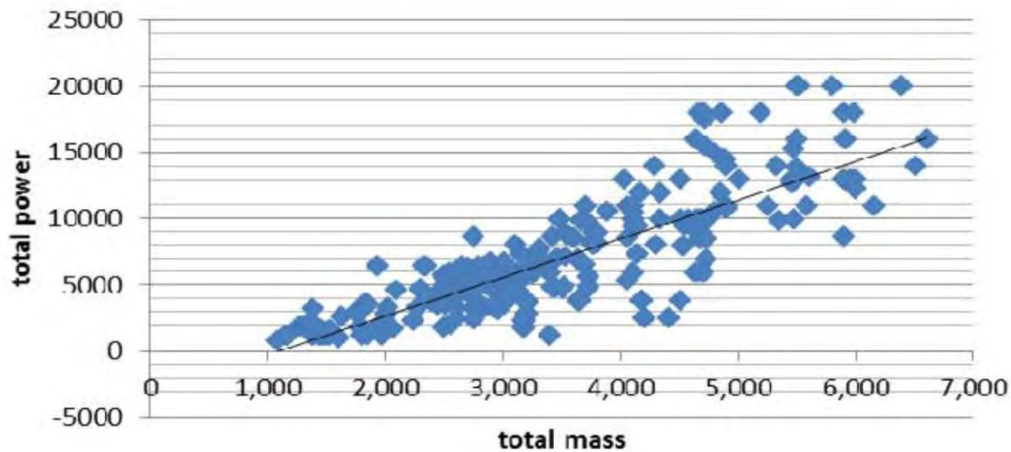


Figura 5.3. Potencia requerida por satélites de comunicaciones en función de su masa [3].

La importancia de conocer a priori una estimación del requisito de potencia radica en la necesidad de elegir el tipo de fuente de energía que genere dicha potencia, con el objetivo de obtener un sistema fiable pero ahorrando lo máximo posible en coste y peso. La elección de la fuente de energía será, por tanto, uno de los primeros pasos del diseño del subsistema de potencia del satélite, pues esta elección obligará al uso de diferentes sistemas de almacenamiento, distribución y regulación de la energía. Esta elección está fuertemente influenciada por el producto de la potencia requerida y la duración de la misión [2], tal como se indica en la *Figura 5.4.*

No obstante, debe tenerse en cuenta que esta es una tendencia general, y que en multitud de ocasiones las diferentes regiones se superponen, ya que este no es el único criterio a tener en cuenta en dicha elección. A los ya mencionados criterios de ahorro de masa y costes, que en parte se pueden considerar englobados en el esquema, se une también la restricción del tipo de misión. Ya que, por ejemplo, mientras que en una misión terrestre el uso de paneles solares como fuente de energía suele ser la elección óptima, en una misión interplanetaria en la que el vehículo se aleja del sol esta elección es inviable, y se ha de recurrir otro tipo de fuentes de energía que no dependan de la radiación solar, como por ejemplo un generador termoeléctrico de radioisótopos (RTG).

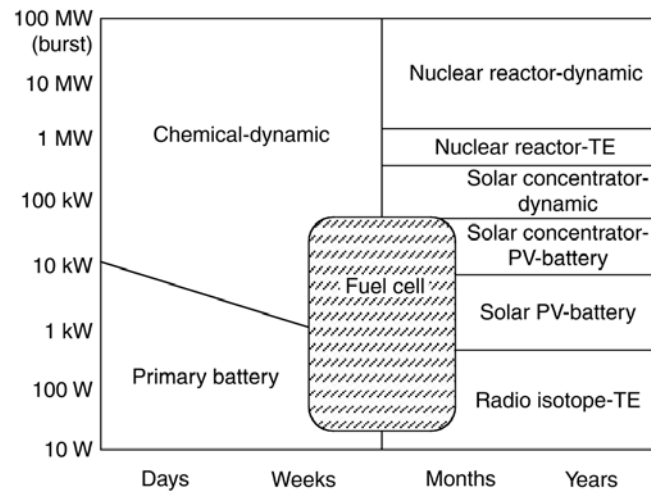


Figura 5.4. Fuentes de energía óptimas en función de la vida y la potencia requerida de la misión [2].

5.2.1. Paneles Solares

Los paneles solares son estructuras formadas por numerosas células fotovoltaicas conectadas en serie y paralelo, según los requerimientos de voltaje e intensidad respectivamente. Su misión será la de transformar la energía, en forma de radiación procedente del sol, en energía eléctrica. Por tanto, el primer paso para su estudio será calcular la cantidad de energía que recibirán los paneles por unidad de área en función de la distancia al sol.

Para un satélite orbitando en torno a la Tierra su obtención se puede realizar a partir de la radiación emitida por el Sol y la distancia Tierra-Sol.

$$\phi = \phi_s \cdot \left(\frac{r_s}{a_0} \right)^2 \quad (6.1)$$

Donde ϕ_s es el flujo emitido por el Sol y $(r_s/a_0)^2$ la relación de áreas entre la esfera de radio el radio solar, r_s , y la de radio una unidad astronómica, a_0 , es decir, la distancia media Tierra-Sol, que es aproximadamente de 149.6 millones de kilómetros. Sin embargo, aunque pequeña, la órbita terrestre tiene una excentricidad de 0.01672, lo que se traduce en una variación equivalente del flujo solar de $(1 \pm 0.01672)^2$. Por lo que finalmente la radiación solar en la Tierra se puede tomar como:

$$1358 \pm 5 \text{ W/m}^2 \quad [2]$$

Es posible aproximar el comportamiento estacionario de una célula fotovoltaica a través del circuito equivalente mostrado en la *Figura 5.5.*, y puesto que un panel solar está formado por un conjunto de células conectadas en serie y paralelo su comportamiento será también equivalente.

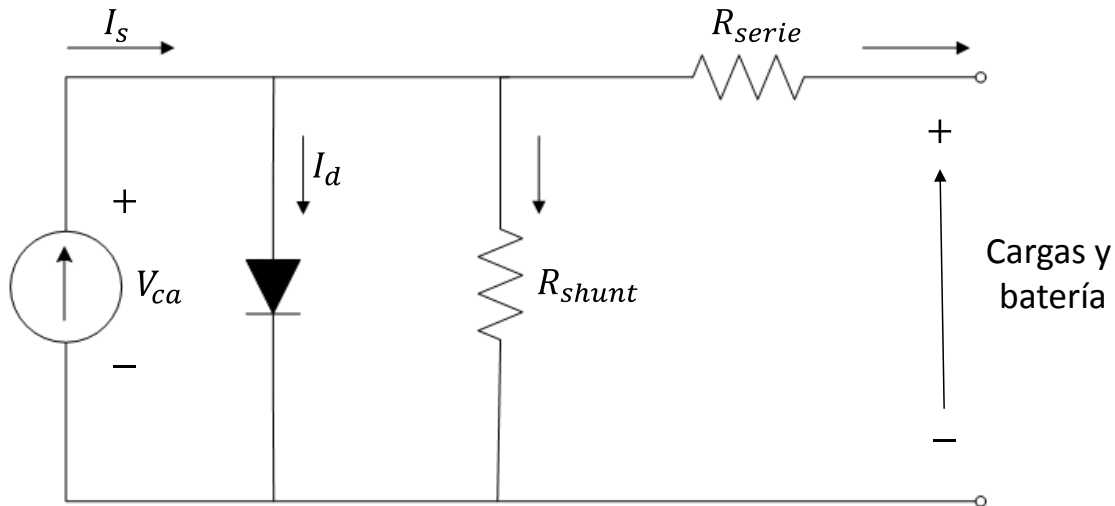


Figura 5.5. Circuito equivalente estacionario de una célula fotovoltaica [2].

En condiciones ideales la célula actuaría como una fuente de intensidad constante, I_s , conectada en paralelo con un diodo. Las pérdidas debidas a la resistencia al paso de la corriente de los materiales que componen la célula y a las conexiones entre ellas se tienen en cuenta mediante la resistencia R_{serie} . Por otro lado, la resistencia R_{shunt} será la que tenga en cuenta las pérdidas de corriente a través de la unión P-N de la célula.

Se puede ver además que si los materiales del panel no opusiesen resistencia alguna a la corriente, es decir, $R_{serie} = 0$, y no hubiese conducción a través de unión P-N, es decir, $R_{shunt} = \infty$, el comportamiento pasaría a ser el ideal mencionado.

El valor de estas resistencias dependerá del tipo de panel y célula considerados, como ejemplo, para un panel típico formado por células fotovoltaicas de silicio su valor será aproximadamente: $R_{serie} = 0.05 - 0.10 \, \Omega$ y $R_{shunt} = 200 - 300 \, \Omega$ [2]. El rendimiento de la conversión de la célula es independiente de R_{shunt} , sin embargo, pequeñas variaciones de R_{serie} afectarán a éste rendimiento, de modo que si se incrementa R_{serie} , el rendimiento cae drásticamente. Este hecho se debe tener en cuenta, ya que el valor de las resistencias no es constante y varía con la temperatura, de tal forma que su aumento supone una caída en la eficiencia de la conversión. Más adelante se explica cómo afectará la temperatura a la potencia generada por el panel.

A partir del circuito equivalente es posible generar curvas de intensidad frente a voltaje generado por el panel como la de la *Figura 5.6.*, así como, potencia frente a voltaje en la *Figura 5.7.*

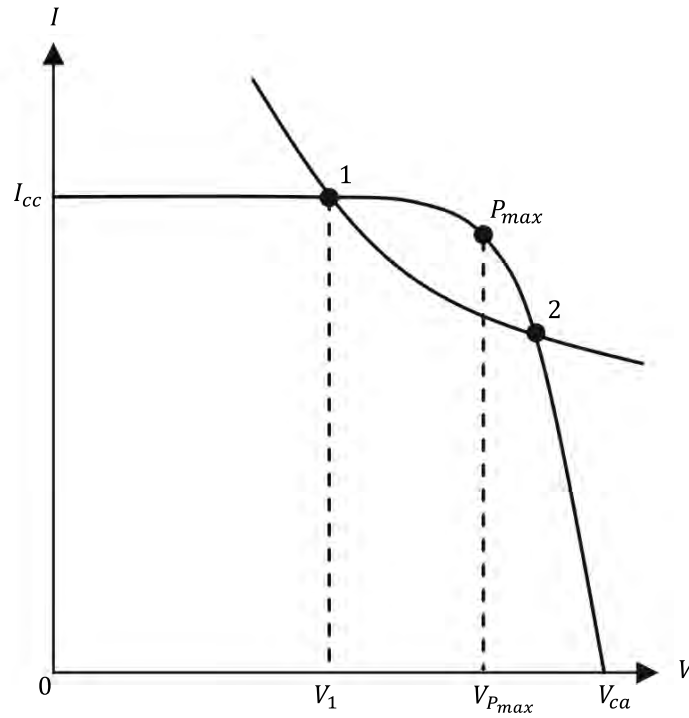


Figura 5.6. Curva I-V de un panel solar [2].

Donde I_{cc} es la corriente de cortocircuito, hallada uniendo los dos terminales del circuito y midiendo la intensidad que pasa con la célula totalmente iluminada. V_{ca} es el voltaje máximo que podrá entregar el panel, correspondiente con el circuito abierto.

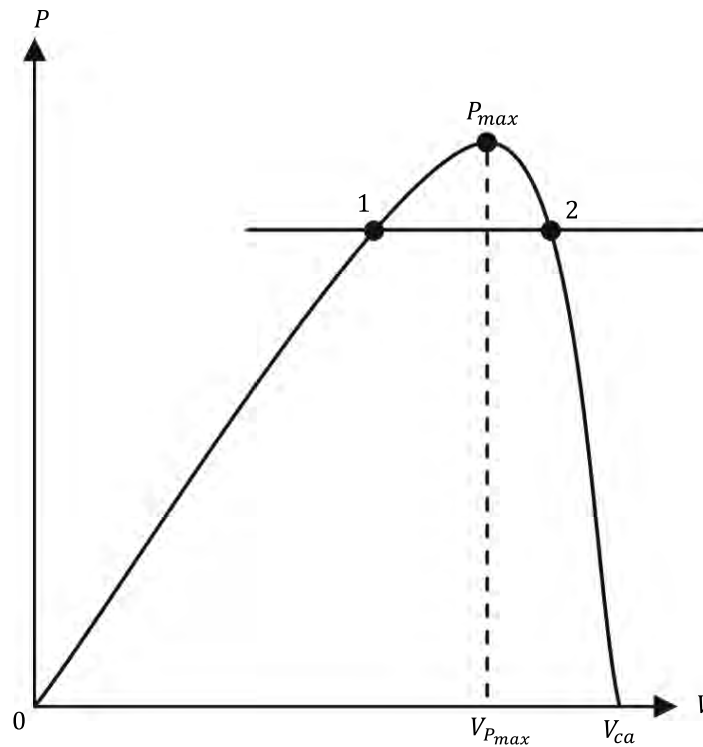


Figura 5.7. Curva P-V de un panel solar [2].

El producto del voltaje y la intensidad da la potencia generada por la célula. La máxima potencia se produce en el punto de inflexión de la curva I-V, mientras que a voltaje nulo o intensidad nula la potencia generada es cero. Por esta razón el panel se diseña para operar cerca del punto de máxima potencia, acercándose más a la zona izquierda donde la célula opera, aproximadamente, como una fuente de intensidad constante.

Las gráficas mostradas anteriormente están generadas bajo condiciones de iluminación solar total, es decir, bajo el flujo solar que recibirá en una órbita terrestre (alrededor de 1353 W/m^2), sin embargo, tal y como se muestra en la *Figura 5.8.*, la intensidad de corriente que genera la célula irá disminuyendo consecuentemente a como baja la intensidad de iluminación. El voltaje de circuito abierto, en cambio, sufre una disminución muy leve.

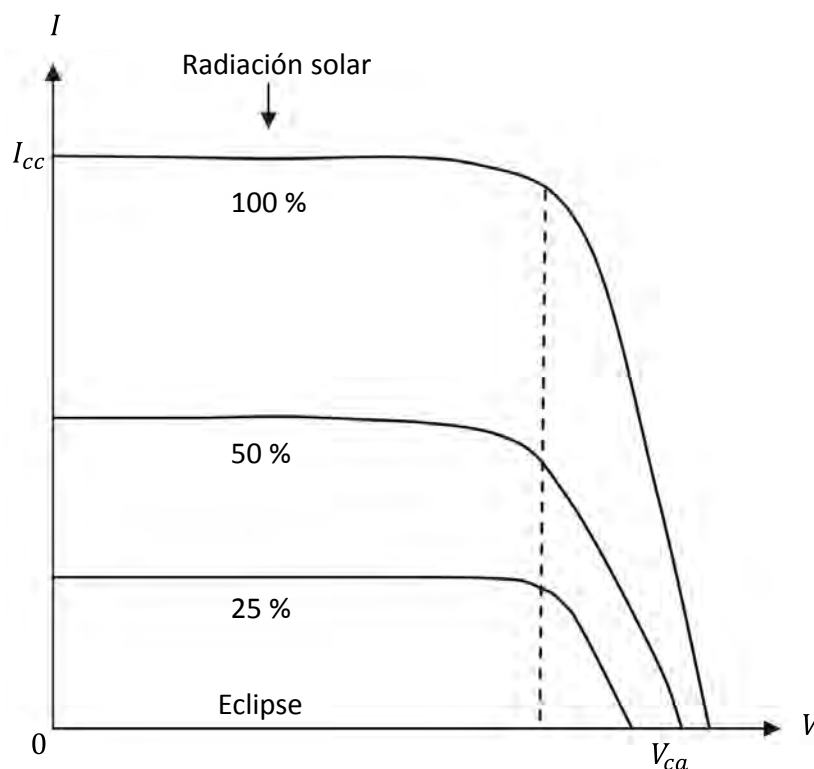


Figura 5.8. Curvas I-V de un panel solar para distintos niveles de iluminación [2].

Por otro lado, es necesario considerar también como se ve afectado el rendimiento de conversión fotovoltaica al variar la iluminación. La *Figura 5.9.* muestra como la eficiencia se mantiene cerca del 100% hasta la mitad del flujo solar de iluminación total, punto a partir del cual el rendimiento cae rápidamente.

De modo que, dicha eficiencia de conversión se puede considerar constante en la casi en la totalidad de los casos prácticos. Aunque esto no será así en misiones interplanetarias que utilicen paneles solares como fuente de energía y que se alejen del sol. Por ejemplo para misiones a marte la radiación que procedente del sol toma el valor de 588.6 W/m^2 [7], lo que implica que ya no se puede considerar un rendimiento del 100% en la conversión energética

de la célula fotovoltaica, que se reducirá aproximadamente al 95%. En la *Tabla 6.2.* se recoge la radiación solar media para los distintos planetas del sistema solar.

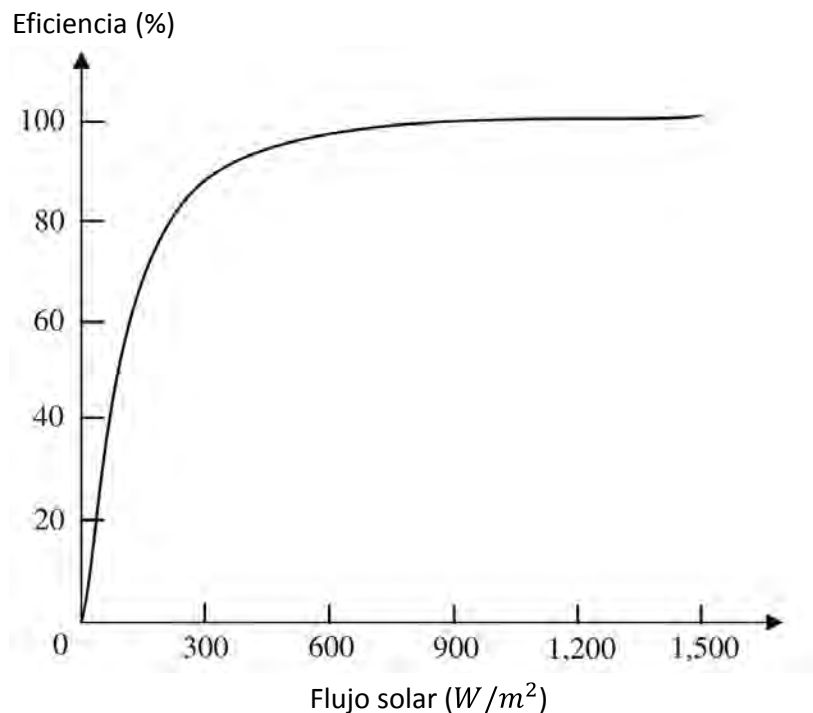


Figura 5.9. Eficiencia de conversión fotovoltaica en función del flujo solar [2].

Un comportamiento similar ocurre con el ángulo de incidencia de la radiación solar. La intensidad I_s generada por la célula se puede considerar proporcional al flujo que atraviesa la célula, es decir que será proporcional al coseno del ángulo de incidencia de los rayos solares respecto a la normal del panel φ .

$$I_s = I_0 \cos(\varphi) \quad (5.1)$$

Este es el comportamiento ideal que debe producirse, sin embargo, en las medidas reales se observa una corriente menor de la prevista a partir de los 50° hasta los 85° , cuando la corriente es nula y, sin embargo, su valor debería ser de un 8.7%. La verdadera función que da la intensidad, y por tanto la potencia, en función del ángulo de incidencia es el llamado Coseno de Kelly obtenido a partir de ensayos y que será diferente en función de la composición y el recubrimiento de la célula. El estudio de cómo afecta este comportamiento en el dimensionado del panel se realiza en el capítulo siguiente.

Como se ha comentado antes, la temperatura es un factor a tener en cuenta, pues varía el comportamiento de la célula. A lo largo de una órbita la variación de temperaturas que tiene lugar en el panel puede llegar a ser muy alta. Como ejemplo, en una órbita GEO la temperatura

de trabajo típica de la cara del panel que está expuesto al sol suele estar entre los 50 – 60 °C, sin embargo, cuando no está iluminado, es decir, durante el periodo de eclipse, la temperatura puede caer hasta los -175 °C [2]. Esto quiere decir que en el momento en el que el satélite sale del eclipse el comportamiento de los paneles solares será completamente diferente al de su situación de trabajo estacionaria.

La manera de modelizar este comportamiento es a través de constantes que permitan obtener la intensidad de corriente y el voltaje en función de la temperatura. De esa forma la corriente de cortocircuito, I_{cc} , y el voltaje de circuito abierto, V_{ca} , son respectivamente:

$$I_{cc} = (I_0 + \alpha \Delta T) \quad (5.2)$$

$$V_{ca} = (V_0 - \beta \Delta T) \quad (5.3)$$

Donde α y β son dichas constante, ambas positivas y expresadas en unidades de intensidad de corriente entre temperatura y voltaje entre temperatura respectivamente. Esto quiere decir, tal y como se muestra en la *Figura 5.10.*, que al aumentar la temperatura la corriente de cortocircuito aumentará mientras que el voltaje en circuito abierto disminuye.

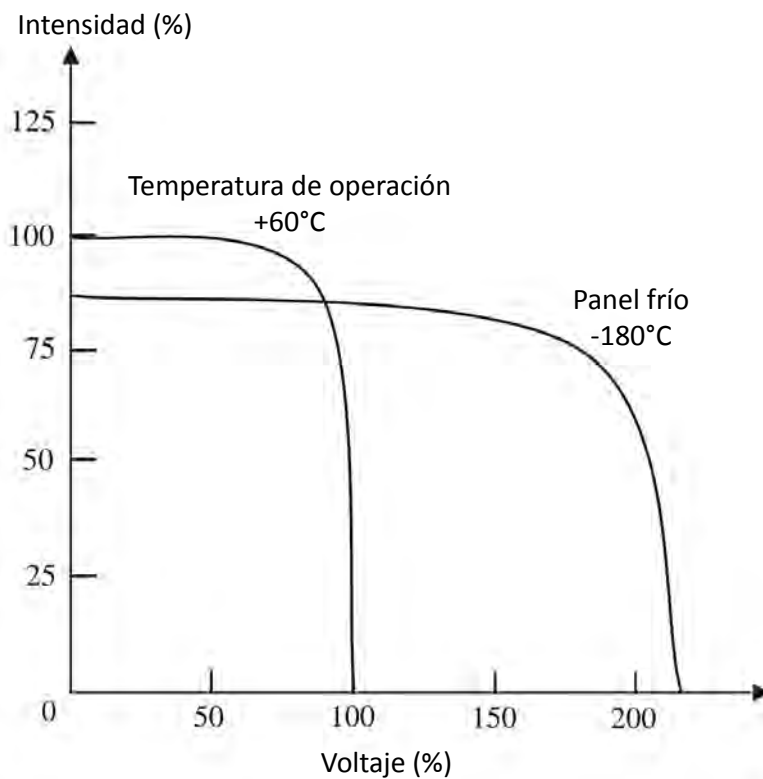


Figura 5.10. Efecto de la temperatura en las curvas I-V de un panel solar relativas a la temperatura de operación [2].

Al final el aumento de I_{cc} no compensa la disminución de V_{ca} , por lo que al aumentar la temperatura la potencia generada bajará. Este hecho se puede ver mediante ecuaciones, calculando la potencia $P = VI$ ya que, tanto la intensidad de corriente, como el voltaje operativo de la célula varían aproximadamente en la misma proporción que I_{cc} y V_{ca} respectivamente.

$$P = (I_0 + \alpha \Delta T) \cdot (V_0 - \beta \Delta T) \quad (5.4)$$

$$P \simeq I_0 V_0 + \alpha \Delta T V_0 - \beta \Delta T I_0 \quad (5.5)$$

A partir de la expresión (5.5), obtenida despreciando los términos de segundo orden en α y β , se puede ver la variación de la potencia para una célula solar típica de silicio dando valores a los parámetros. De ese modo:

$$P \simeq P_0 (1 - 0.005 \Delta T) \quad (5.6)$$

Esto quiere decir que cada aumento de 1 °C de temperatura la potencia generada caerá aproximadamente un 0.5% [2]. No obstante, y como se puede ver en la *Figura 5.11.*, aunque temperaturas más bajas favorezcan la generación de potencia del panel solar se debe tener en cuenta que los puntos a los que se encuentra la producción máxima de potencia no están al mismo voltaje. Esto implica que si el punto de trabajo se fija a un voltaje determinado, la disminución de la temperatura del panel provocará, al contrario de lo que se ha explicado, una disminución también de la potencia generada, por lo que para aprovechar este comportamiento será necesario poder cambiar constantemente el punto de trabajo del panel solar para que concuerde con el de máxima potencia, lo que será posible utilizando una arquitectura PPT (*Peak Power Tracking*), que se explicará posteriormente.

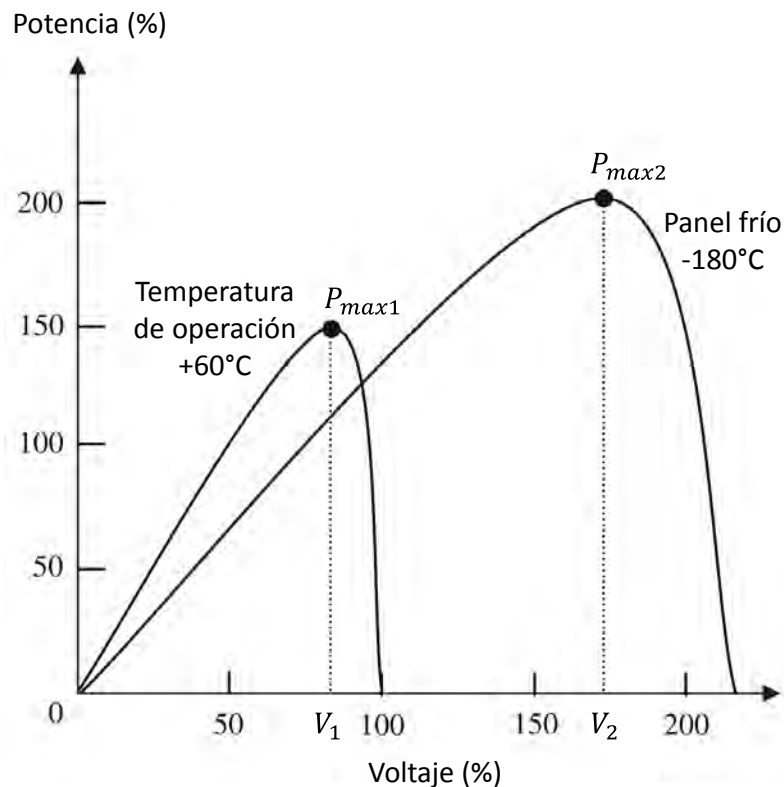


Figura 5.11. Efecto de la temperatura en las curvas P-V de un panel solar relativas a la temperatura de operación [2].

El último tema a tratar referente a los paneles solares es el de su degradación durante su vida en servicio debido al ambiente espacial, explicado en el “Capítulo 2.2 Entorno Espacial”, en el que tienen que funcionar los paneles solares. Los principales efectos que disminuyen el rendimiento del panel son:

- Daño acumulado por radiación de partículas ionizadas.
- Modificación de las propiedades ópticas del recubrimiento del panel.
- Rotura de uniones soldadas por ciclos de cargas mecánicas.
- Impactos de micrometeoritos y basura espacial, que reducen el área de generación de potencia del panel.
- Liberación de gases de los materiales en vacío (outgassing), afectando a las propiedades ópticas de los recubrimientos del panel.

- Fallo de los diodos “bypass”, causando pérdidas en el nivel de intensidad de corriente.

La manera de tener en cuenta estos daños en el panel es a través de la definición de rendimientos, que se realizará en el “Capítulo 6: Dimensionado del Subsistema de Potencia”.

5.2.2. Batería Primaria

El funcionamiento de las baterías, utilizadas como fuente de energía primaria, es el mismo que las utilizadas como almacenamiento de energía de otra fuente energética, con la diferencia que las baterías primarias sólo son capaces de convertir la energía química en eléctrica y no pueden revertir el proceso. Una explicación más detallada del funcionamiento de las baterías se lleva a cabo en el apartado 5.3. “Almacenamiento de la Energía”.

El uso de este tipo de baterías está limitado a misiones muy cortas (menos de un día) o en tareas de largo plazo que requieran muy poca potencia. Las baterías primarias más utilizadas, así como su principal uso, se encuentran recogidos en la *Tabla 6.11.* en el “Capítulo 6: Dimensionado del Subsistema de Potencia”.

5.2.3. Pila de Combustible

Una pila de combustible es un dispositivo que funciona de forma inversa a la electrólisis, generando agua y una corriente eléctrica al combinar hidrógeno y oxígeno. En este sentido, la pila de combustible tiene el comportamiento de una batería, proveyendo al vehículo con energía en forma de corriente continua, pero con la diferencia que la pila de combustible no se “queda sin energía” mientras exista el aporte de combustible y oxidante (hidrógeno y oxígeno respectivamente).

La conversión directa de la energía química en eléctrica permite a este sistema alcanzar altos rendimientos, del orden del 65%, para aplicaciones espaciales, aproximadamente el doble que la conseguida mediante procesos dinámicos basados en ciclos termodinámicos, y entre el 75-80% en instalaciones terrestres. La energía que se consigue generar es de aproximadamente 15.24kWh con 0.45 kg de hidrógeno y 3.6 kg de oxígeno [1].

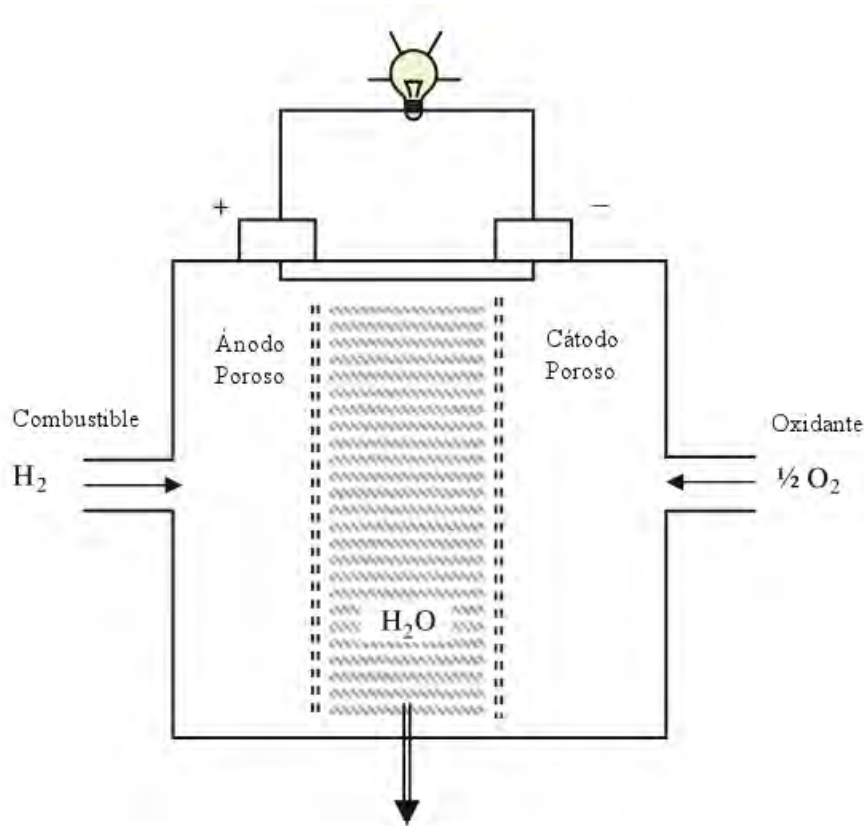


Figura 5.12. Esquema de una pila de combustible [2].

La pila de combustible está formada por dos electrodos, el ánodo y el cátodo, separados por un electrolito. Los electrodos están conectados eléctricamente a través de un circuito externo. El combustible compuesto de hidrógeno molecular, o una mezcla rica en hidrógeno, entra por el ánodo y se combina con el oxidante (oxígeno) del cátodo. La reacción producida genera electricidad y agua (cuando los reactivos son hidrógeno y oxígeno puro).

La tecnología de pilas de combustible encuentra su mayor aplicación para misiones de corta duración de entre varios días y unas semanas. Aunque también resulta atractiva la aplicación de pilas de combustible regenerativas, que son capaces de funcionar de forma inversa realizando una electrólisis, para la disminución del peso de satélites en órbita baja (LEO) que requieran grandes niveles de almacenamiento de energía [2].

5.2.4. Generador Termoeléctrico de Radioisótopos

Un generador termoeléctrico de radioisótopos o RTG (*Radioisotope Thermoelectric Generator*) consiste en un conjunto de células termoeléctricas conectadas en serie y en paralelo que

proveen de energía al vehículo espacial, transformando la energía térmica liberada por la desintegración radiactiva de un elemento en energía eléctrica.

Los RTG están ampliamente desarrollados, y se han utilizado en numerosas misiones a lo largo de décadas, generando niveles de potencia de hasta varios cientos de vatios. La principal ventaja de este tipo de fuente de energía es que no depende del medio exterior, generando un nivel de potencia constante continuamente durante largos periodos, por lo que no tiene la necesidad de utilizar una batería, como fuente secundaria, mientras no haya requerimientos “pico” de potencia.

Esto hace que esta fuente de energía sea especialmente atractiva para misiones interplanetarias que se alejen del sol, que se acerquen mucho, o misiones lunares con largos periodos de eclipse. Este tipo de fuente tampoco se ve afectada por la radiación exterior, por lo que es apropiada también para satélites orbitando en el interior de los cinturones de Van Allen. Como desventaja, el uso de isótopos radioactivos obliga a proteger adecuadamente los componentes electrónicos contra la radiación.

El principio de funcionamiento de las células termoeléctricas se basa en el efecto Seebeck, generando una corriente eléctrica entre dos materiales a distinta temperatura. La eficiencia de conversión energética depende de las propiedades de los materiales y de la temperatura del material frío T_f y el caliente T_c . La eficiencia teórica máxima de esta conversión es la del ciclo de Carnot:

$$\eta_{carnot} = \frac{T_c - T_f}{T_c}$$

No obstante, en la práctica sólo se han alcanzado eficiencias de la mitad del límite máximo teórico. El principal isótopo utilizado es el Plutonio-238 (^{238}Pu), por su largo periodo de semidesintegración y los bajos requerimientos de blindaje respecto a otros elementos. Este isótopo, unido con las células termoeléctricas de SiGe, es el sistema más utilizado, consiguiendo una eficiencia global de conversión energética del orden del 7%. El subsistema térmico deberá ser el encargado de expulsar el 93% restante, en forma de calor. Por esta razón este tipo de fuentes tienen una potencia específica baja, del orden de W/kg, concretamente 5 W/kg para la nave Galileo.

5.2.5. Sistema Solar Dinámico

La obtención de energía eléctrica a partir de la energía solar se puede realizar de diferentes formas, además de la transformación directa mediante células fotovoltaicas. Una de estas posibilidades consiste en usar un sistema solar dinámico. El funcionamiento básico de este sistema se basa en generar energía eléctrica a través del movimiento de un alternador. Para ello se utiliza un ciclo termodinámico, en el que un fluido de trabajo es calentado por la

energía solar, a través de un concentrador de los rayos solares, para mover posteriormente una turbina y ser enfriado en un radiador. La *Figura 5.13.* muestra un esquema de este sistema.

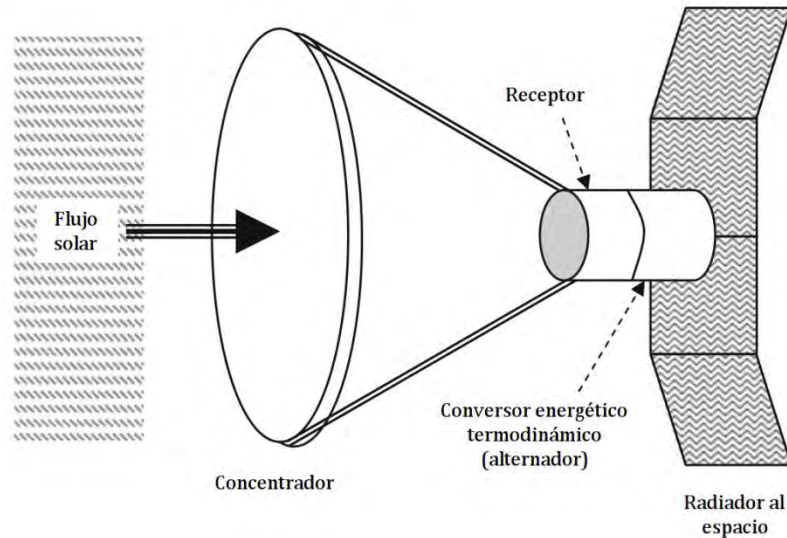


Figura 5.13. Esquema de concentrador solar dinámico [2].

El fluido de trabajo podrá ser un gas como helio o xenón funcionando a través de un ciclo Brayton, u otro tipo de sustancia como el cloruro potásico, trabajando entre fases líquida y gaseosa a través de un ciclo Rankin. El funcionamiento en ambos sigue los mismos principios. Un concentrador parabólico centra los rayos solares en un receptor, que calienta el fluido. El gas a alta presión y temperatura será el encargado de mover la turbina, conectada a su vez al alternador. Por último el fluido se enfría a través de un intercambiador de calor que a su vez es disipado mediante un radiador al espacio.

Una ventaja de este tipo de sistema es su eficiencia de conversión energética que, aunque depende del ciclo y sus temperaturas¹ máximas y mínimas, se mueve entre el 25-40 %, mientras que la eficiencia de conversión mediante células solares de silicio es del orden del 15-25%.

La segunda ventaja que presenta es la referente al almacenamiento de la energía, inherente al sistema al aprovechar el calor latente de un fluido, que permite hacer frente a los periodos de eclipse y “picos” de potencia sin el coste adicional de tener que utilizar baterías electroquímicas. El mayor rendimiento de conversión energética, unido además a que el rendimiento del sistema de almacenamiento en forma de energía térmica es del orden del 85-

¹ La eficiencia teórica máxima es, de nuevo, la del ciclo de Carnot, que depende únicamente de las temperaturas máximas y mínimas del ciclo.

90%, frente al 70-75% en el caso de baterías, lleva a un sistema global superior en eficiencia al de los paneles fotovoltaicos.

La tercera ventaja es consecuencia de la mayor eficiencia de este sistema frente al uso de paneles solares. El mayor rendimiento se traduce en un sistema de menor tamaño, que disminuirá el rozamiento con la atmósfera, problema a tener en cuenta en las órbitas bajas terrestres (LEO), aumentando el tiempo de decaimiento, y reduciendo el combustible necesario que tendrá que transportar el vehículo para mantener la órbita.

A pesar de todas las potenciales ventajas que ofrece este sistema en cuanto a costes, eficiencia, peso y escalabilidad todavía no ha sido probado en el espacio [2].

Por último el sistema explicado en este apartado se basa en el aprovechamiento de la energía solar, sin embargo, también se puede plantear un sistema dinámico basado en los mismos procesos termodinámicos para el fluido de trabajo, pero utilizando en esta ocasión otra fuente de energía térmica diferente, como puede ser la energía térmica liberada por el decaimiento de un isótopo radioactivo, explicado en el apartado anterior del generador termoeléctrico de radioisótopos.

5.3. Almacenamiento de la Energía

El disponer de un sistema de almacenamiento de la energía, aunque opcional, será requerido para satisfacer la demanda de energía durante las fases de lanzamiento e inyección, los periodos de eclipse, en el caso de usar fuentes de energía dependientes del sol, y para hacer frente a los picos de potencia. El sistema de almacenamiento utilizado principalmente en los vehículos espaciales, y que será el explicado en este apartado, es el basado en baterías electroquímicas, no obstante, también es posible considerar otros sistemas como volantes de inercia o pilas de combustible.

Las baterías, como fuente de energía secundaria, se encargarán de convertir la energía química almacenada en energía eléctrica durante el periodo de descarga, mientras que durante el periodo de carga realizarán el proceso contrario transformando la energía eléctrica en química para almacenarla. Para el caso en el que se centra el proyecto, de uso de paneles solares fotovoltaicos, el proceso de descarga se corresponderá con el periodo en el que el satélite se encuentra en eclipse o mientras está iluminado, si existe un pico puntual en el requisito de potencia que los paneles solares no pueden abastecer por sí solos. El proceso de carga deberá realizarse, por tanto, mientras los paneles solares están iluminados.

La fabricación de las baterías se realiza uniando en serie y en paralelo diferentes células electroquímicas hasta alcanzar los requerimientos de intensidad y voltaje. Puesto que el voltaje de cada célula, típicamente alrededor de 1.5 – 4.2 V, depende únicamente de la electroquímica, es decir, del tipo de batería, los requisitos de voltaje se consiguen añadiendo células en serie. La intensidad de corriente deseada se consigue uniando las células en paralelo.

La capacidad de la batería, definida como la cantidad de energía que puede almacenar, dependerá básicamente del tamaño de la misma. Su valor se expresa generalmente en amperios-hora, es decir, la cantidad de carga que es capaz de entregar hasta que se alcanza un voltaje de corte, de aproximadamente 2/3 del voltaje de carga completa. También es posible expresar la capacidad de la batería como la energía total que es capaz de entregar medida normalmente en vatios-hora ($W \cdot hr$).

Otro parámetro importante de las baterías es la llamada “profundidad de descarga” o DoD (*Depth of Discharge*). La profundidad de descarga se define simplemente como el porcentaje respecto a la capacidad total de la batería que ha sido consumido durante la descarga de la misma.

Como se ha comentado, la electroquímica de la célula define el tipo de batería. Aunque existen numerosos tipos de baterías de aplicación comercial, tan sólo tres están cualificados para el uso en el sector espacial. Éstas son las baterías de: Níquel-Cadmio (NiCd), Níquel-Hidrógeno (NiH₂) e Ion-Litio (Li-ion).

Las baterías de NiCd han sido las disponibles desde el comienzo de las misiones espaciales, utilizándose todavía en algunas misiones actuales. Tienen como desventaja sufrir el llamado “efecto memoria”, por lo que van perdiendo capacidad tras repetidos ciclos con bajas DoD. Las baterías de NiH₂ solucionan este problema, además de permitir DoD mayores, lo que se traduce en baterías más ligeras para los mismos requerimientos. Actualmente las baterías de Li-ion son las que presentan las mejores características, con una energía específica del orden de 2 a 5 veces mayor que la de las baterías de NiH₂. No obstante, ya que no hay una única batería que pueda satisfacer todos los requerimientos, los tres tipos se pueden utilizar mientras satisfagan un diseño con el mínimo coste y peso.

A la hora de realizar la selección de la batería, los parámetros de energía específica (energía almacenada por unidad de masa, $W \cdot hr/kg$), de densidad energética específica (energía almacenada por unidad de volumen, $W \cdot hr/L$), y de número de ciclos que puede entregar son los primeros a tener en cuenta a la hora de realizar un primer diseño del sistema de almacenamiento energético. Como adelanto al dimensionado que se realiza en el capítulo siguiente se pueden comparar los dos primeros parámetros de las distintas baterías en la *Tabla 6.10*. y el último en la *Figura 6.5*.

La batería se puede modelizar como una fuente de voltaje, E_i , con una pequeña resistencia interna en serie, R_i . El voltaje E_i decrecerá mientras la resistencia R_i aumenta linealmente a medida que la batería se descarga, de acuerdo con las siguientes ecuaciones:

$$E_i = E_0 - K_1 \cdot DoD \quad (5.7)$$

$$R_i = R_0 + K_2 \cdot DoD \quad (5.8)$$

Donde E_0 y R_0 son, respectivamente, el voltaje y la resistencia interna cuando la batería está completamente cargada ($DoD = 0$). K_1 y K_2 son constantes dependientes de la electroquímica de la batería que deben ser halladas para acomodar los resultados experimentales. El voltaje en los terminales se podrá expresar entonces como:

$$V_{Terminal} = E_i - IR_i \quad (5.9)$$

Donde, tanto E_i como R_i son funciones de la profundidad de descarga (DoD), de modo que también lo será el voltaje de los terminales. La Figura 5.14. es un ejemplo del voltaje entregado por una célula de NiH_2 en el ciclo de una órbita LEO para varios niveles de DoD .

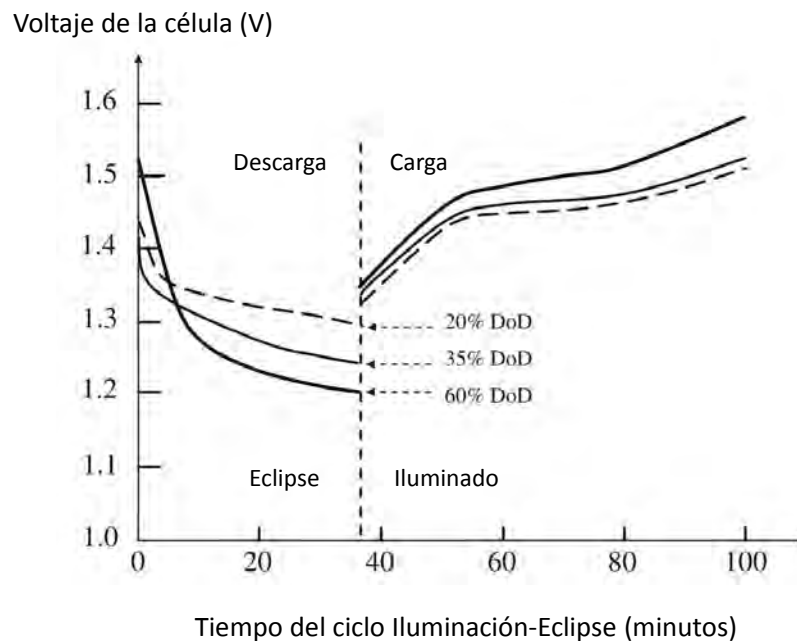


Figura 5.14. Ciclo de carga/descarga de una célula de NiH_2 para varias profundidades de descarga (DoD) en una órbita LEO [2].

La última consideración a la hora de dimensionar la batería es la estimación de la vida en servicio que es capaz de soportar. La vida de la batería se suele expresar en el número de ciclos de carga/descarga que será capaz de entregar. En el caso de un satélite cuya fuente de energía sean paneles solares el número de ciclos será igual al número de eclipses que se encuentre. El número de ciclos al que puede hacer frente la batería depende principalmente, tal como aparece en la Figura 5.15., del tipo de batería (es decir, su electroquímica), de la profundidad de descarga (DoD) y de la temperatura.

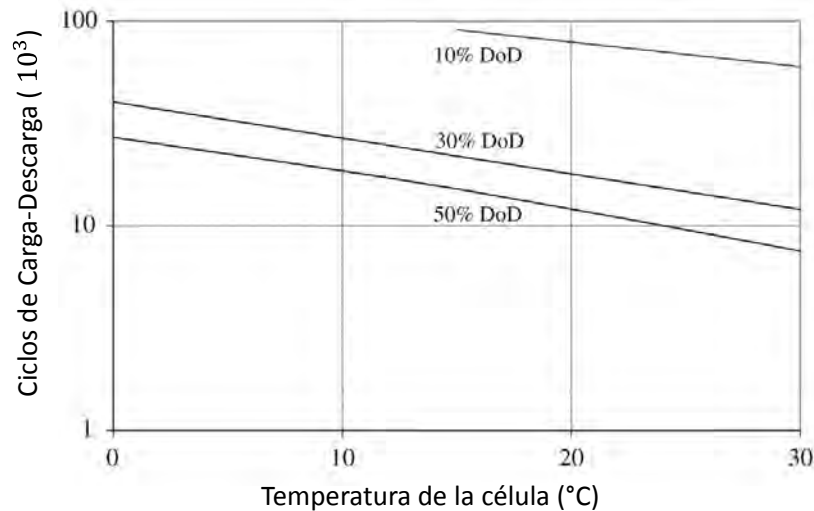


Figura 5.15. Ciclos de vida de una batería de NiH_2 en función de la temperatura y la profundidad de descarga (DoD) [2].

Así, para órbitas LEO, donde la batería deberá ser capaz de hacer frente a un número de ciclos de carga/descarga de un orden de magnitud superior a una órbita GEO, la profundidad de descarga (DoD) a utilizar deberá ser inferior, típicamente del 30% en LEO y del 80% en GEO [2]. Por esta razón, una batería para satélites en órbitas LEO es proporcionalmente mucho mayor que su equivalente, que ofrece los mismos Whr por descarga, en órbitas GEO.

5.4. Distribución de la Potencia Eléctrica

El sistema de distribución de potencia será el encargado, como indica su nombre, de llevar la energía eléctrica a las cargas del vehículo. Englobado en este sistema se encuentra, por tanto, el cableado, su aislamiento, los conectores y las protecciones o blindajes requeridos para evitar interacciones electromagnéticas y ruido no deseado. También suele incluirse en este sistema otros dispositivos como interruptores para conectar o desconectar la alimentación de las cargas y sistemas de protección frente a fallos.

La manera de distribuir la potencia a las cargas del vehículo es a través de cables conductores de aluminio o cobre. Resulta importante diseñar correctamente la distribución de la potencia, pues el cableado y los conectores supondrán una masa no despreciable, del orden del 10-25% del total del subsistema de potencia [1]. Un desglose detallado de los valores típicos del peso del sistema de distribución se recoge en la *Tabla 5.1*.

Tabla 5.1. Desglose de la masa del sistema de distribución de potencia.

Distribution and Harness Mass Breakdown	
	Referred to total Power System's Mass [1]
Distribution Harness Weight	10-25 %
	Referred to Distribution Harness Weight [2]
Wires between Power Boxes	30 %
Solar Array Wires	20 %
Command and Telemetry Wires	30 %
Connectors	20 %
	Referred to the Cable Weight [2]
Shield Weight of Flat Cables	40 %
Shield Weight of Round Cables	20 %

El motivo del elevado peso del cableado en un vehículo espacial es la sobredimensión que deben tener, respecto al cableado de aplicaciones terrestres, para soportar las condiciones del ambiente espacial. La ausencia de atmósfera y las condiciones de microgravedad, explicadas en el “Capítulo 2.2. Entorno Espacial”, son las responsables de la ausencia de refrigeración por convección en los cables, lo que se traduce en una menor intensidad máxima soportada de los cables de aplicación espacial frente a los terrestres. La *Figura 5.16.* muestra este comportamiento.

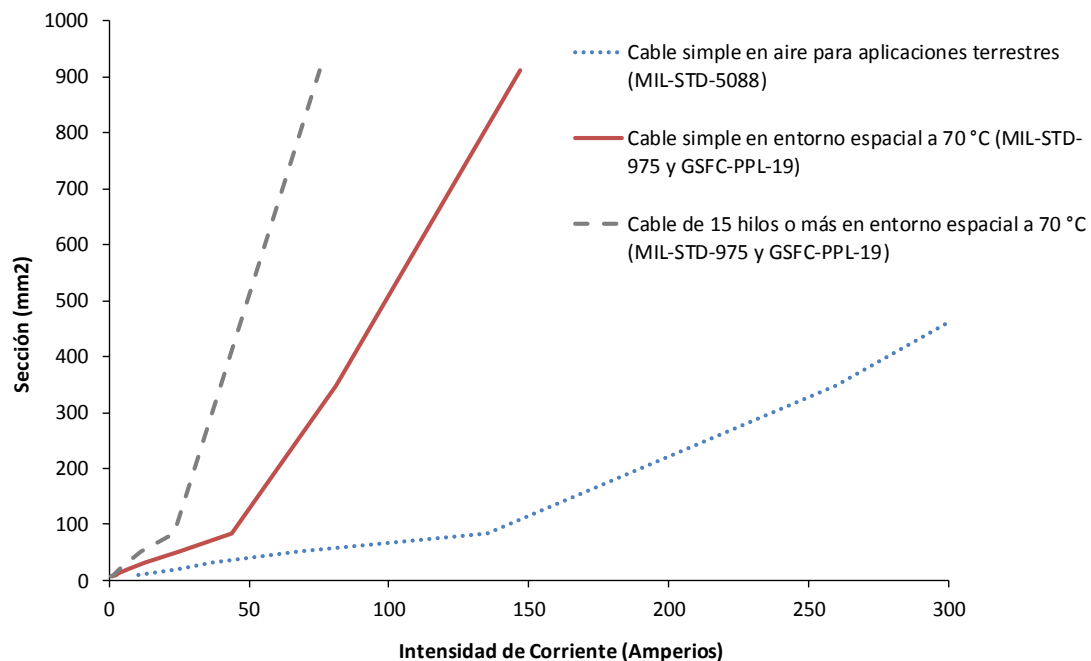


Figura 5.16. Sección de conductor requerida en función de la intensidad y el entorno [2].

Otro comportamiento que se puede apreciar en la *Figura 5.16.* es que la pendiente de las curvas no es constante. A partir de alrededor de 30 y 40 amperios en cables en un entorno espacial para, respectivamente, un cable simple y un cable de 15 hilos, la pendiente de la curva aumente considerablemente. Este hecho obligará a mantener la intensidad de corriente en valores bajos si se quiere reducir el peso del sistema de distribución.

La siguiente cuestión referente a los propios cables conductores es el material del que estarán compuestos. El conductor más común es el cobre, debido a su gran rendimiento y bajo coste, no obstante, también se suelen utilizar conductores de aluminio cuando prima el ahorro de peso. La *Tabla 5.2.* muestra una comparativa de las características y el comportamiento de ambos materiales.

Tabla 5.2. Comparación entre conductores de cobre y aluminio [2].

Characteristic	Copper	Aluminium
Resistivity, $\Omega \text{ m}$ at 20 °C	1.724×10^{-8}	2.830×10^{-8}
Mass density, g/cm^3	8.89	2.70
Temperature coefficient of resistance α per °C	3.93×10^{-3}	3.90×10^{-3}
Melting point, °C	1,083	660
Flex life (relative)	1	0.5
Thermal coefficient of expansion (relative)	1	1.4
Creep rate at 65 °C (relative)	1	1,000

Fijándose en la características de resistividad y densidad másica de la *Tabla 5.2.* se puede comprobar como el uso de aluminio presenta un ahorro de peso de considerable frente al uso de cobre. En concreto, para un rendimiento eléctrico igual (misma resistencia) un conductor de aluminio tendrá un 50% de la masa de uno de cobre. Aunque, en la práctica, el ahorro será menor que el 50% calculado debido al comportamiento mecánico [2].

El aislamiento de los conductores se diseña con el fin de soportar el voltaje de funcionamiento nominal, así como voltajes transitorios, que en ocasiones pueden ser varias veces superiores a los nominales. Los aislantes deberán, además, prevenir los arcos eléctricos y el efecto corona bajo presiones inferiores a 10 mmHg, soportando también el ambiente de radiación y el oxígeno atómico. Por estas razones en numerosas ocasiones no es posible los aislamientos de silicona.

Para prevenir de interferencias electromagnéticas se emplean protecciones o blindajes alrededor de grupos de cables. De este modo se evitan, tanto las interferencias producidas por el ambiente externo, como que las interferencias generadas por estos conductores afecten a

otros equipos. El peso del blindaje, tal y como se recoge en la *Tabla 5.1.*, supondrá una cantidad no despreciable de entre el 15-40% del peso del cable.

5.5. Regulación y Control de la Potencia Eléctrica

La forma de regular y controlar la potencia del vehículo espacial dependerá fundamentalmente del tipo de fuente de energía primaria utilizada. Puesto que el presente trabajo se centra en satélites de órbita terrestre, cuyas fuentes de energía, son, en la mayoría de los casos, paneles solares fotovoltaicos, éste será el caso estudiado.

5.5.1. Control de la Potencia Eléctrica

El control de la potencia generada por los paneles solares se realiza con el fin de prevenir la sobrecarga de la batería y el calentamiento no deseado del vehículo. Las dos principales maneras de controlar la potencia se llevan a cabo mediante los llamados sistemas DET (*Direct Energy Transfer*) y PPT (*Peak Power Tracking*). La arquitectura PPT forma un sistema no disipativo, en el que se extrae del panel solar la potencia exacta demandada por las cargas. La arquitectura DET, en cambio, mantiene el voltaje en un nivel determinado, desviando el exceso de potencia para que sea disipado al propio panel solar o a resistencias (*shunt resistors*) evitando que la potencia sea disipada en el interior del vehículo y aumente su temperatura. Un esquema básico (bus no regulado) de la arquitectura de ambos sistemas está representado en la *Figura 5.17.*

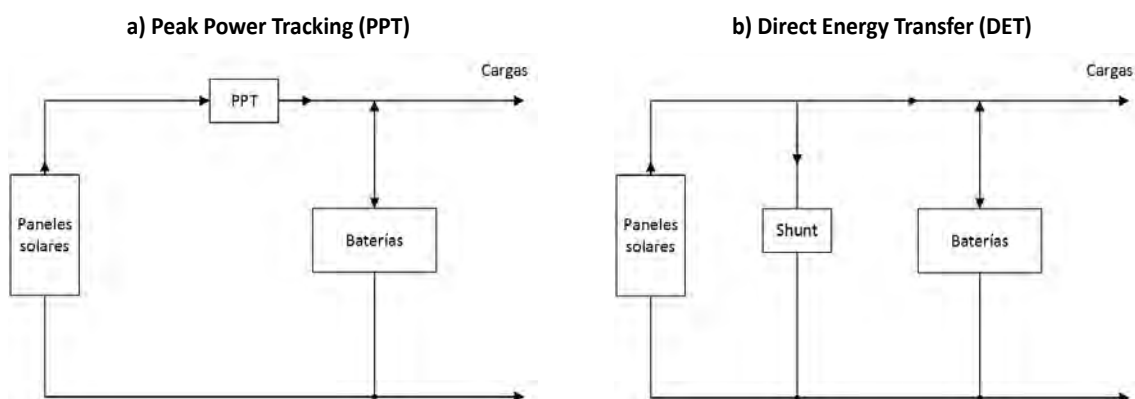


Figura 5.17. Arquitectura PPT (izquierda) y DET (derecha) con bus no regulado [1].

Un sistema PPT consiste básicamente en un conversor DC-DC (Corriente Continua – Corriente Continua) operando en serie con los paneles solares. Su función consiste en cambiar el punto de trabajo del panel solar modificando el voltaje de funcionamiento, moviéndose a través de las curvas representadas en las *Figuras 5.6.* y *5.7.* Sin embargo, ya que el punto de funcionamiento que genere el nivel de potencia requerido no se corresponderá, en general, con el voltaje al que se debe alimentar las cargas, será necesario un conversor entre las cargas y el panel solar. La misión del conversor será transformar la potencia de entrada procedente del panel solar en una corriente eléctrica con el nivel de voltaje e intensidad adecuados. Puesto que no se realiza una conversión perfecta, el uso de esta arquitectura lleva a unas pérdidas aproximadas de entre el 4-7% de la potencia total generada. Este hecho es el que marca la diferencia en la eficiencia de transmisión energética entre los sistemas DET y PPT, y se tiene en cuenta a la hora del dimensionado a través de los datos recogidos en la *Tabla 6.1.*

La ventaja del uso de una arquitectura PPT es que permite extraer grandes cantidades de potencia cuando el panel está frío (al salir de un eclipse), tal como se muestra en la *Figura 5.11.*, y al inicio de la misión, cuando el panel todavía no se ha degradado por su vida en servicio. Por esta razón este será el sistema a seleccionar para misiones de corta duración (por debajo de 5 años) [1] en las que se requiera una mayor potencia al inicio (BOL) que al final de la misión (EOL).

La otra opción es la arquitectura DET. El circuito de un sistema DET tiene conectado un “camino” alternativo para la corriente eléctrica en paralelo con las cargas, de modo que cuando no se requiere más potencia en las cargas o en la batería el exceso de potencia se desvía por él. La forma de desviar la potencia es cortocircuitar el panel solar, cuando se quiere disipar la potencia a través del mismo, o enviar esta potencia a una resistencia (*shunt resistor*) alejada del resto de subsistemas para que disipe el exceso a través de radiadores (o el sistema térmico pertinente) al exterior del vehículo.

El uso de la arquitectura DET da lugar a sistemas extremadamente robustos, que simplemente disipan la potencia que no necesitan a través de resistencias. Tiene, además, como ventajas ser un sistema simple, con pocas partes, bajo peso y una eficiencia total superior al final de la misión (EOL). Por estas razones este suele ser el sistema más empleado [2].

5.5.2. Regulación de la Potencia Eléctrica

La regulación de la potencia eléctrica del vehículo hace referencia al control del voltaje con el que se alimenta a las cargas, también llamado voltaje del bus. Los posibles sistemas de regulación del bus se pueden agrupar en tres tipos: no regulado, cuasi-regulado y completamente regulado. En la *Figura 5.18.* se muestra un esquema de las posibilidades de selección para la regulación de la potencia de un vehículo espacial, cuya fuente de primaria de potencia sean paneles solares fotovoltaicos.

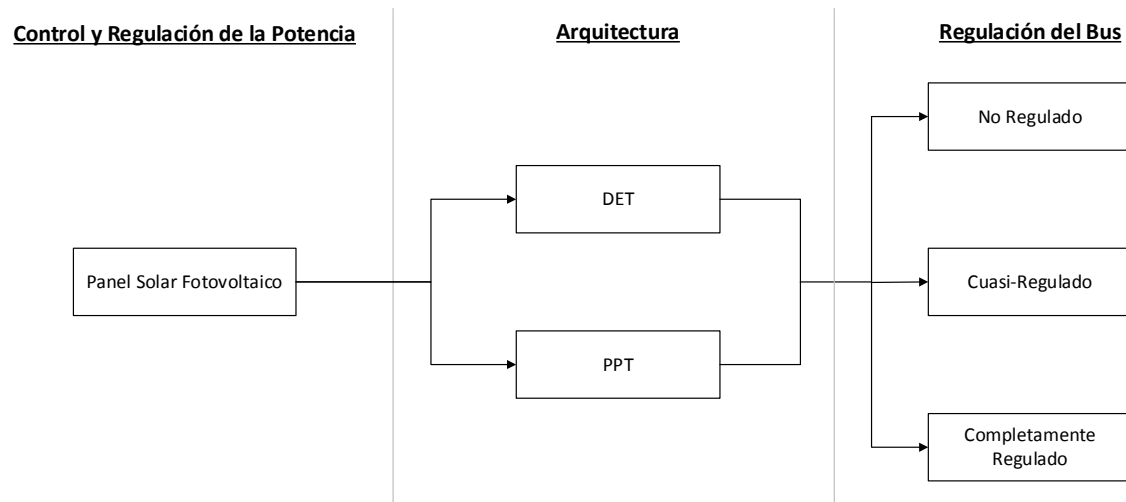


Figura 5.18. Esquema de selección del sistema de control y distribución de potencia para paneles solares fotovoltaicos.

- Bus No Regulado

Un sistema no regulado tendrá grandes variaciones en el voltaje del bus con el que se alimentan las cartas. Las variaciones de voltaje, del orden del 20% [1], se deben a las diferencias en el voltaje con el que se carga y se descarga la batería, es decir, el voltaje al que estén alimentadas las cargas será el de la batería. Un esquema de este sistema es el recogido en la *Figura 5.17*.

- Bus Cuasi-Regulado

Un sistema cuasi-regulado regulará el voltaje del bus durante el periodo de carga de la batería pero no durante la descarga, por esta razón a este sistema también se le denomina regulado por iluminación solar. En este sistema hay un cargador en serie con cada batería o grupo de baterías. Durante el periodo de carga (cuando estén iluminados los paneles solares) el voltaje del bus se fija en unos voltios por encima de las baterías, e incluso cuando las baterías están completamente cargadas el voltaje se regula constantemente. Durante la descarga, en cambio, la única regulación del voltaje es a través de las baterías y el diodo de descarga, por lo que se vuelve al caso del bus no regulado. Los sistemas con bus cuasi-regulado tienen bajas eficiencias energéticas y grandes interferencias electromagnéticas al usarse en combinación con la arquitectura PPT [1]. En la *Figura 5.19*. se muestra un esquema de este tipo de regulación para las arquitecturas PPT y DET.

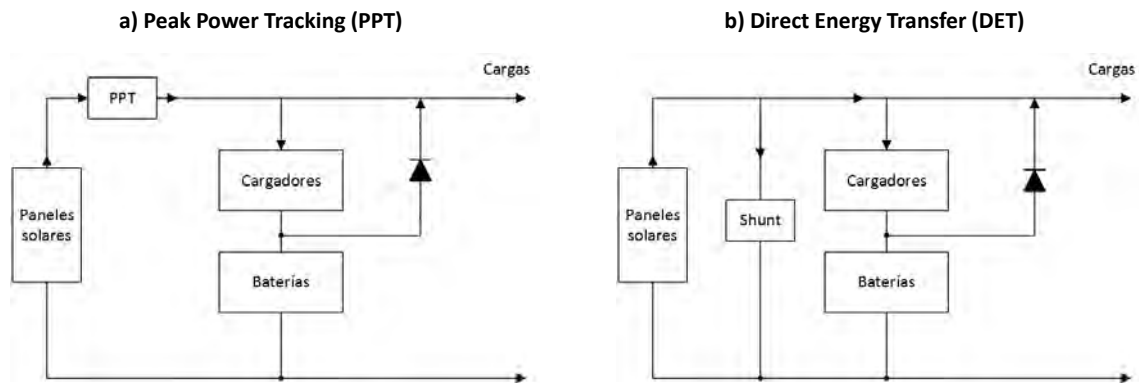


Figura 5.19. Arquitectura PPT (izquierda) y DET (derecha) con bus cuasi-regulado [1].

▪ Bus Completamente Regulado

Los sistemas con el bus completamente regulado son ineficientes, aunque serán útiles cuando se requieran potencias bajas pero con una regulación muy controlada. Para ello emplea reguladores, tanto de carga, como de descarga. La ventaja de este sistema es que se comporta como una fuente de potencia de baja impedancia, por lo que facilita la tarea de integración de las cargas al sistema. Sin embargo, es el sistema más complejo e ineficiente, además de presentar grandes interferencias electromagnéticas en combinación con la arquitectura PPT. La *Figura 5.20.* muestra un ejemplo de este sistema de regulación.

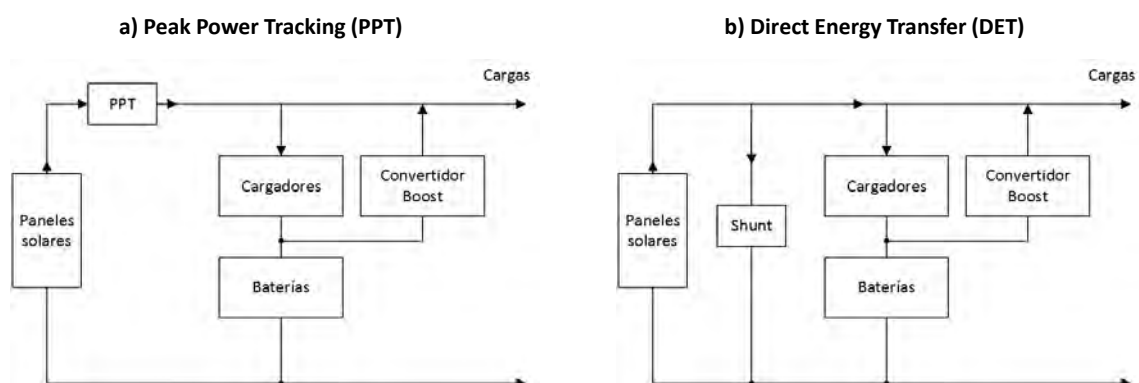


Figura 5.20. Arquitectura PPT (izquierda) y DET (derecha) con bus completamente regulado [1].

5.6. Bibliografía

- [1] James R.Wertz y Wiley J.Larson. Space Mission Analysis and Design. Tercera edición.
- [2] Malcolm Macdonald y Viorel Badescu. The International Handbook of Space Technology.
- [3] M. Mirshams y otros. Statistical model of power supply subsystem Satellite.
- [4] P. Alan Jones. Spacecraft Solar Array Technology Trends.
- [5] Mukund R. Patel. Spacecraft Power Systems.
- [6] H. W. Brandhorst y D. C. Ferguson. Solar array issues for a Space-Based Solar Power system.
- [7] ASTM E490. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables.
- [8] T. R. Crompton. Battery Reference Book.

Capítulo 6

Dimensionado del Subsistema de Potencia

6.1. Introducción

Una vez conocido el funcionamiento del subsistema de potencia de un vehículo espacial, descrito a lo largo del Capítulo 5, y la metodología de ingeniería concurrente que se pretende desarrollar, explicada en el Capítulo 4, en este capítulo se abordan de forma concreta los modelos y ecuaciones que estarán implementados en el Módulo de Cálculo.

Tanto el presente capítulo, como el Módulo de Cálculo, se han restringido al uso de paneles solares fotovoltaicos como fuente de energía pero, a pesar de ello, se describe también la posibilidad de utilizar otras fuentes de energía primarias a partir del uso de parámetros muy generales descritos en el apartado 6.6.

La estructura del desarrollo de este capítulo sigue el orden en el que se encuentran implementadas las ecuaciones en el Módulo, en donde se parte de datos básicos y se van hallando, a partir de ellos, valores concretos para los parámetros del subsistema de potencia.

En primer lugar se va a realizar una estimación de la potencia requerida, para pasar posteriormente a la estimación de los paneles solares necesarios para generarla. El diseño continúa con la selección de las baterías como fuente de energía secundaria y, finalmente, la descripción de otras fuentes de energía primaria.

En el último apartado se desarrolla un modelo estadístico complementario basado en la extrapolación de datos a partir de los parámetros de misiones espaciales que ya se han llevado a cabo. Este modelo se contempla como un añadido cuando algunos parámetros fundamentales para dimensionar el subsistema no son conocidos y se busca su estimación.

6.2. Estimación de la Potencia Necesaria

El primer paso en el dimensionado de los componentes que integrarán el sistema de energía es la estimación de la potencia requerida, tanto para el correcto funcionamiento de la carga de pago, como el de los diferentes subsistemas que componen el vehículo. Para ello, y puesto que nos encontramos en una etapa temprana de desarrollo, se ha de recurrir a ciertas simplificaciones:

- Se va a trabajar con potencias medias.
- Se utilizarán diferentes rendimientos.

La primera simplificación implica la renuncia a conocer la potencia requerida por el vehículo en cada momento, para utilizar valores medios de consumo de potencia a lo largo de la órbita completa o a lo largo de periodos de la misma. En concreto, resulta interesante subdividir, para el caso de la utilización de paneles solares como fuente de energía, el consumo de potencia realizado mientras el satélite está iluminado, P_d , y mientras está en la sombra de la Tierra, P_e . Matemáticamente esta simplificación supone la integración de la potencia instantánea que, como se ha dicho, generalmente no se conoce.

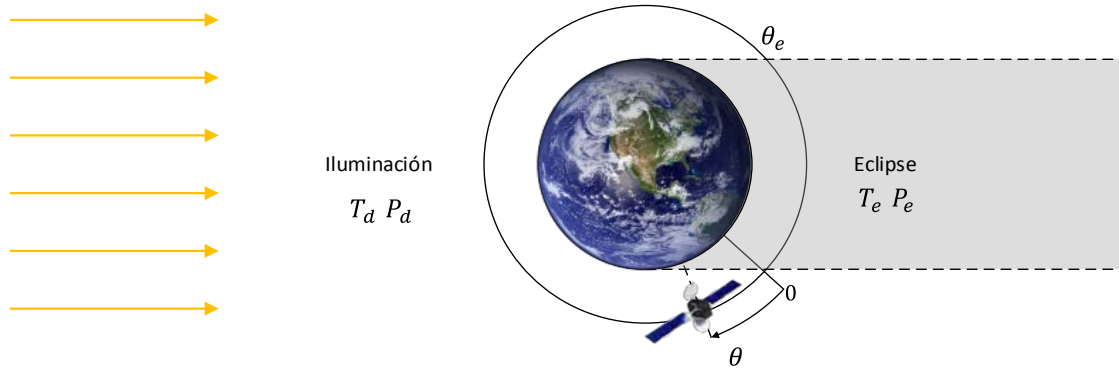


Figura 6.1. Representación de los periodos de eclipse e iluminación.

$$P_d = \frac{1}{\theta_e} \int_0^{\theta_e} P_{\theta}(\theta) d\theta \quad (6.2)$$

$$P_e = \frac{1}{2\pi - \theta_e} \int_{\theta_e}^{2\pi} P_{\theta}(\theta) d\theta \quad (6.3)$$

Donde P_θ es la potencia instantánea consumida en función de la posición angular θ de la órbita. Se ha supuesto además que la integración comienza al inicio de la zona iluminada de la órbita, por lo que θ_e representa el inicio de la zona en eclipse ya que, como se ha explicado en el Capítulo 2, se va a despreciar el tiempo que transcurre el satélite en penumbra.

Por otro lado aunque P_θ es desconocida, sí que puede ser posible en esta etapa tener información discreta del consumo de algunos componentes. Será tarea del encargado de cada subsistema determinar el consumo medio de los componentes que lo forman. De este modo, el requisito de potencia se podrá introducir como un consumo medio total de los subsistemas durante el periodo de eclipse e iluminación o por partes, cuando se introduce el consumo de cada subsistema independientemente. En este último caso el Módulo de Cálculo se encarga de sumar los consumos independientes para determinar el consumo medio global.

La segunda simplificación se debe, de nuevo, al problema que aparece al no ser conocidos los parámetros del vehículo, pero esta vez correspondiéndose con los propios del subsistema de potencia. Como se ha visto en el capítulo anterior, la distribución, la regulación y el control de la potencia suministrada son funciones fundamentales de este subsistema, sin embargo para llevar a cabo su función, y dependiendo de los componentes, del tipo de regulación elegida y de las características de la distribución de la potencia, este subsistema puede llegar a consumir una fracción no despreciable de la potencia generada por el mismo. Para tener en cuenta este consumo se utilizan diferentes rendimientos que, para el caso considerado de dividir la órbita en una zona iluminada y otra en eclipse, se expresan respectivamente como η_d y η_e .

Teniendo en cuenta todo lo expuesto hasta el momento, podemos expresar la potencia requerida mediante la siguiente expresión:

$$P = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{\eta_e} + \frac{P_d T_d}{\eta_d} \right)}{T_d} \quad (6.4)$$

Donde T_d y T_e son respectivamente los periodos de tiempo que el vehículo está iluminado y en eclipse, mientras que P será la potencia media mínima que la fuente de energía debe generar a lo largo del periodo iluminado de la órbita para satisfacer los requerimientos del vehículo.

Además, al haber despreciado la zona de penumbra, se cumple que el periodo de la órbita, T , es la suma de los periodos de eclipse e iluminación.

$$T = T_e + T_d \quad (6.5)$$

La expresión (6.3) de la potencia es particularmente útil en el caso de usar paneles solares fotovoltaicos, pues ya tiene en cuenta que la producción de energía de los mismos sólo se realiza mientras están iluminados, y de ese modo P , puesto que los paneles se degradarán a lo

largo de la misión, se corresponderá directamente con la mínima potencia media por órbita que deben proporcionar los paneles solares al final de la vida del vehículo espacial (EOL) o P_{SA} .

En ese caso, el rendimiento durante el periodo de iluminación (η_d) hace referencia a las pérdidas energéticas producidas al alimentar las cargas directamente a través de la energía producida en los paneles, mientras que el rendimiento durante el periodo de eclipse (η_e) hace referencia a las pérdidas cuando la energía producida por los paneles se dirige a las baterías para recargarlas ya que son las que han alimentado a las cargas. Además, es posible utilizar valores aproximados para dichos rendimientos en función del tipo de regulación de potencia utilizada entre las dos posibles configuraciones explicadas en el capítulo anterior: *Direct Energy Transfer* (DET) o *Peak-Power Tracking* (PPT), véase la *Tabla 6.1*.

Tabla 6.1. Valores típicos de los rendimientos de transmisión energética en función del tipo de regulación de potencia utilizado [1].

Configuración	Rendimientos	Valor típico
DET	η_d	0.85
	η_e	0.65
PPT	η_d	0.80
	η_e	0.60

Los datos representados en la *Tabla 6.1*. se encuentran implementados como valores predeterminados en el propio Módulo de Cálculo, no obstante, se ofrece la libertad al Ingeniero de Potencia su modificación si lo considera necesario.

6.3. Paneles Fotovoltaicos

Determinada la potencia media que debe generarse en los paneles fotovoltaicos, el siguiente paso será determinar el tipo, la configuración y el tamaño de los mismos. Para ello en primer lugar se debe conocer la radiación solar que recibe el satélite en la órbita, para lo cual se utiliza el análisis hecho en la sección 5.2.1.

Y puesto que el objetivo es realizar cálculos de dimensionado, se toma el valor¹ conservativo de 1353 W/m^2 que será el que tenga finalmente implementado como dato por defecto el Módulo de Cálculo. No obstante, el módulo desarrollado ofrece la posibilidad de cambiar su valor, tanto si el motivo es usar un valor más próximo al real, o si lo que se pretende es realizar los cálculos para una órbita no terrestre (suponiendo viable la posibilidad de usar células

¹ Actualmente la ASTM 490 recoge un valor medio integrado para la Constante Solar de 1366.1 W/m^2 . Para más información véase la referencia [3].

fotovoltaicas como fuente primaria de energía en ese caso). La *Tabla 6.2.* recoge el valor de la radiación solar media integrada en los diferentes planetas que proporciona la ASTM 490.

Tabla 6.2. Radiación solar en los diferentes planetas [3].

Planeta	Radiación solar media [W/m ²]
Mercurio	9116.4
Venus	2611.0
Tierra	1366.1
Marte	588.6
Júpiter	50.5
Saturno	15.04
Urano	3.72
Neptuno	1.51

Con la Constante Solar definida, se debe pasar ahora a la conversión energética que deben realizar las células fotovoltaicas. Como se ha visto en el capítulo anterior, la conversión energética no es total y es necesario definir de nuevo un rendimiento de eficiencia de conversión como la potencia eléctrica generada por la célula frente a la potencia total procedente de la radiación solar. Idealmente esta conversión se representa mediante la siguiente ecuación.

$$P_0 = \eta \cdot \phi \quad (6.6)$$

Donde ϕ representa el flujo solar, considerado normal a la superficie del panel, η es el rendimiento de conversión ideal de la célula y, por tanto, P_0 es la potencia máxima ideal generada por las células por unidad de área.

En la *Tabla 6.3.* se recoge el valor del rendimiento de conversión energética para distintos tipos de células solares. Además de la eficiencia también aparecen otros parámetros como puede ser el coste, la densidad de área, o la degradación típica en una órbita terrestre.

En la tabla es posible distinguir células compuestas por silicio (Si), arseniuro de galio (GaAs) o semiconductores con elementos pertenecientes a los grupos III-V, que son generalmente fosfuro de indio (InP) y arseniuro de galio (GaAs). La tecnología de células de silicio, a pesar de tener el peor rendimiento de conversión energética, es también la más desarrollada y sobre la que más información sobre su uso y aplicación hay disponible, además de presentar el menor coste.

Tabla 6.3. Parámetros de diferentes células solares [5].

Célula solar	Eficiencia [%]	Densidad de potencia espacial [W/m ²]	Degradación ¹ de rendimiento por año [%]	Coste [\$/Kg]	Voltaje nominal [V]	Intensidad nominal [mA]	Densidad másica del panel [W/Kg]
Silicio	13.5	182.3	3.75	20	0.5	94	25
Silicio de alta eficiencia	16.6	216	3.2	50	0.53	96	29
GaAs capa única	19	275	2.75	120	0.9	98	31
Doble capa III-V (GaAs/GaInP)	22	297	0.7	140	2.06	102	34
Triple capa III-V (GaAs/GaInP)	26.8	337.5	0.5	150	2.26	105	38

¹ Su valor dependerá de la radiación del ambiente espacial en el que se encuentre la célula. Principalmente dependerá del tipo de órbita. Los datos representan valores medios típicos supuesta órbita LEO. Si la órbita es diferente el valor puede diferir en gran medida por lo que se recomienda usar otro valor.

Por otro lado se encuentran las células de GaAs y GaInP, que presentan un mejor rendimiento, que es mayor si se usan células con unión triple en lugar de simple. Sin embargo, tienen por desventaja su alto coste, que puede llegar a ser más del triple que en células de silicio. En general, las células de arseniuro de galio (GaAs) son utilizadas cuando se requiere la mayor eficiencia energética, mientras que las de fosfuro de indio (GaInP) se utilizan por su menor degradación por radiación.

Además, se debe tener en cuenta que el parámetro η es el rendimiento ideal de la célula, muchas veces alcanzado únicamente en ensayos de laboratorio bajo unas condiciones precisas. Durante su funcionamiento, la temperatura típica de operación los paneles solares se moverá en el rango de 67°C en órbitas LEO y 53°C en órbitas GEO [2], mientras que la eficiencia que se recoge en la *Tabla 6.3.* utiliza como temperatura de referencia 28°C. Esta diferencia de temperaturas se traduce, como ya se explicó en el capítulo anterior, en una disminución no despreciable del rendimiento efectivo de la célula que caerá, en su valor máximo, aproximadamente un 0.5% por cada grado de aumento de la temperatura respecto a los 28°C de referencia [2]. Por otra parte, este valor hace referencia únicamente a la eficiencia de las células individualmente, el cual bajará cuando se monten en serie y paralelo en el panel solar debido a las pérdidas de transmisión en el cableado de interconexión, el propio daño que haya podido sufrir el panel durante el ensamblado, o en los componentes adicionales como los diodos (que se incluyen para proteger el panel ante los efectos de las sombras sobre el mismo).

Todos estos factores de pérdidas por el ensamblado, la temperatura y los posibles efectos de células en sombra, se recogen normalmente en un coeficiente que permite obtener la capacidad de producción de potencia del panel real a partir de la capacidad ideal. La *Tabla 6.4.* recoge el rango de valores típicos en los que se mueven estas pérdidas.

Tabla 6.4. Valores típicos de degradación de los paneles solares [1]

Tipo de degradación	Valor nominal	Rango típico
Diseño y ensamblado	0.85	0.77-0.90
Temperatura del panel	0.85	0.80-0.98
Células en sombra	1.00	0.80-1.00
Degradación Inherente, I_d	0.77	0.49-0.88

Este coeficiente es conocido como degradación inherente (I_d), y su valor nominal típico, del orden de 0.77, es el dato implementado por defecto en el Módulo, que puede ser modificado según lo considere el responsable del subsistema de potencia.

Finalmente, para determinar la capacidad de producción de potencia del panel se debe considerar la actitud del panel respecto al sol, pues hasta ahora se había supuesto que las células estaban dispuestas normales a la radiación solar.

Matemáticamente, la radiación normal que recibe la célula se puede obtener a partir del coseno del ángulo de inclinación del panel respecto a la línea que une el panel y el Sol (θ). De este modo la potencia generada por el panel por unidad de área al comienzo de la misión (PC_{BOL}) se expresa como:

$$PC_{BOL} = P_0 \cdot I_d \cdot \cos(\theta) \quad (6.7)$$

La expresión anterior se ajusta bien en el rango de incidencias de 0° a 50° , sin embargo a partir de ese valor la potencia real se desvía significativamente hasta el punto que a 85° no se genera potencia alguna mientras que la expresión predice un 8.7% de producción. Esta desviación se puede corregir a partir de los datos experimentales utilizando el llamado Coseno de Kelly en lugar del coseno normal. La *Tabla 6.5.* y la *Figura 6.2.* muestran este comportamiento.

Tabla 6.5. Coseno de Kelly para células de silicio [4].

Ángulo de incidencia ($^\circ$)	Coseno matemático	Coseno de Kelly
30	0.866	0.866
50	0.643	0.635
60	0.500	0.450
80	0.174	0.100
85	0.087	0

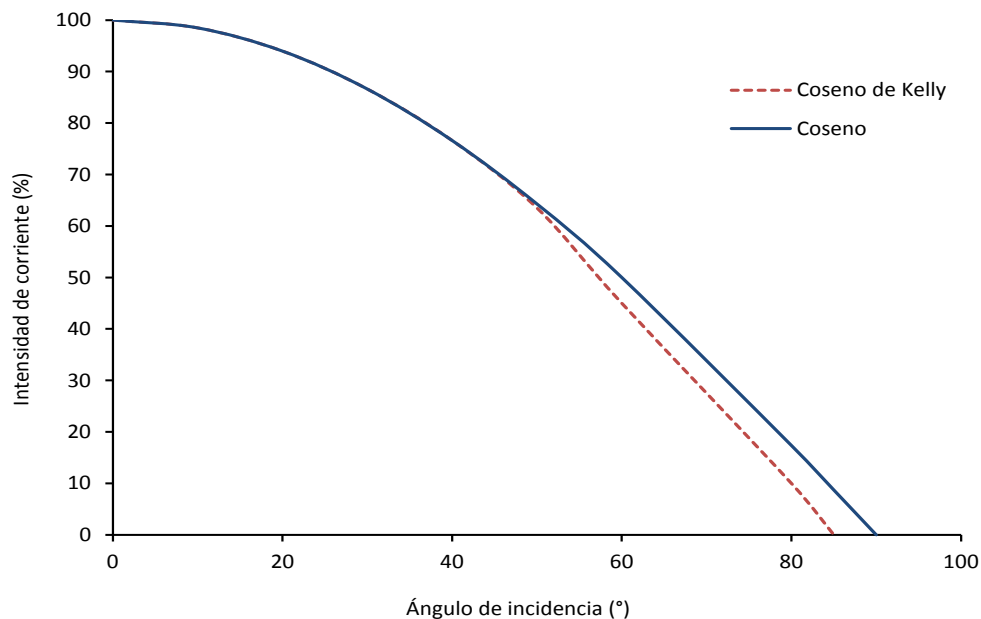


Figura 6.2. Representación del Coseno de Kelly para células de silicio y el coseno matemático.

A pesar de este hecho, que se debe tener en cuenta para simular las actuaciones del vehículo, para el dimensionado se utilizan ángulos relativamente pequeños que sí se adaptan a la ley del coseno normal. Además ya que no se conoce este ángulo en cada momento se debe recurrir a estimaciones y situaciones “del peor caso”. Esto lleva a utilizar el llamado “*Worst-case Sun Incidence Angle*” o θ_{WC} para realizar el dimensionado.

El valor de este ángulo dependerá de la configuración del satélite y los paneles solares. Para paneles solares desplegables con seguimiento solar en dos ejes se considera un error total de posicionamiento de 5° , lo que lleva a una reducción de aproximadamente un 0.4% de la potencia. Este error se debe principalmente a no ser completamente plano el panel, lo que genera un error de unos 2° , y al error que presentan los propios mecanismos de seguimiento, de unos 3° .

Para paneles solares montados en la estructura del satélite, al no poder realizar el seguimiento de la normal al Sol se considera el error de posicionamiento debido a la inclinación del plano de la eclíptica, es decir, un error de 23.5° para el peor caso.

La ecuación de la potencia generada, expresada como potencia producida por unidad de área, al comienzo de la misión implementada en el módulo queda, por tanto, como:

$$PC_{BOL} = P_0 \cdot I_d \cdot \cos(\theta_{WC}) \quad (6.8)$$

Utilizar la expresión de la potencia al comienzo de la misión para dimensionar los paneles solares no generaría resultados realistas, sobre todo en misiones de larga duración donde la degradación de las células fotovoltaicas durante el desarrollo de la misión juega un papel importante. La *Tabla 6.6.* recoge algunos de los factores de degradación más destacables de una misión real.

Tabla 6.6. Factores de degradación de la potencia durante una vida operacional de 15 años de un satélite de 900 W situado en una órbita media terrestre [2].

Factor	Valor típico
Radiación natural	
Partículas cargadas en el recubrimiento de vidrio	0.99
Rayos ultravioletas	0.97
Contaminación por el propulsante	0.98
Daño por micrometeoritos	0.98
Factores en V_{OC} ¹	
Factores en P_{max}	

¹ Voltaje de la célula en circuito abierto (*Open Circuit*).

Entre los principales factores se encuentran la radiación del ambiente espacial, explicado detalladamente en los Capítulos 2 y 5, y el impacto de micrometeoritos, los cuales dependerán principalmente de la órbita del satélite. Al final, todos estos factores se pueden tener en cuenta en el dimensionado definiendo un coeficiente que represente la degradación del rendimiento de los paneles solares que presentarán al final de la misión a partir de la degradación anual ya conocida de los mismos:

$$L_d = (1 - \text{degradación/año})^{\text{Duración misión}} \quad (6.9)$$

Donde L_d (*Life degradation*) es dicho coeficiente, que para órbitas LEO toma valores típicos del 3.75% (2.5% del mismo debido a la radiación) para células de silicio y 2.75% (1.5% por radiación) para células de arseniuro de galio.

La capacidad de generación de potencia al final de la misión, PC_{EOL} , se obtiene mediante el coeficiente previamente calculado y la potencia generada al inicio de la misión.

$$PC_{EOL} = PC_{BOL} \cdot L_d \quad (6.10)$$

Esta será la potencia por unidad de área, medida en W/m² en unidades del SI, que será capaz de generar el panel al final de la misión, y como se ha explicado en el capítulo anterior, será el requisito que determine la dimensión que deberá tener los mismos para asegurar que todos los sistemas del satélite reciben la alimentación energética necesaria para su correcto funcionamiento.

De este modo, a partir de la estimación de la potencia realizada en el apartado anterior y la capacidad de generación de potencia al final de la misión calculada antes, se obtiene el área requerida de paneles solares:

$$A_{SA} = \frac{P_{SA}}{PC_{EOL}} \quad (6.11)$$

Se debe tener en cuenta que esta es el área de un panel solar plano con la inclinación respecto a la normal del sol ya tenida en cuenta a través de la ecuación (6.8). Sin embargo, el satélite no siempre presenta paneles solares desplegables, cuya área sería directamente la que se acaba de calcular. En otras ocasiones será necesario utilizar una configuración de paneles montados sobre el satélite, generalmente como las paredes de un cubo si el vehículo presenta esta forma o como la pared de un cilindro si era esta su forma. El Módulo de Cálculo desarrollado permite la posibilidad de selección de ambas disposiciones.

La necesidad de distinguir entre estas configuraciones es debido a que al estar montados los paneles sobre la propia estructura del vehículo gran parte de los mismos estará a la sombra del satélite, lo que quiere decir que no producirán potencia pero sí que forman parte del vehículo y se debe calcular en cuanto obligan a aumentar el área.

A continuación se calcula el área real necesaria, A_{RSA} , para las tres configuraciones distintas.

6.3.1. Paneles Desplegables

En este caso, como se ha dicho, el área calculada ya se corresponde con la real requerida, por tanto:

$$A_{RSA} = A_{SA} \quad (6.12)$$

6.3.2. Paneles Montados en Estructura Cilíndrica

Si la generación de potencia del panel siguiese estrictamente un comportamiento ideal en función del ángulo de incidencia se puede ver fácilmente que el área total del panel deberá ser la calculada antes multiplicada por un factor de π . Sin embargo, ya se ha visto que el comportamiento tiende a desviarse respecto al ideal a partir de 50° y en este caso puede ser necesario tenerlas en cuenta, pues sí que aparecen estos grandes ángulos de incidencia por la disposición de los paneles que reducirán la potencia producida respecto a la prevista.

Se pretende calcular el factor que relaciona el área real requerida con el área de un panel plano, tal como se muestra en la *Figura 6.3.*, es decir:

$$f = \frac{A_{RSA}}{A_{SA}} = \frac{L'}{L} \quad (6.13)$$

La condición que determina A_{RSA} es que esta área genere la misma potencia que el panel plano con A_{SA} , o lo que es lo mismo, que el área normal “efectiva” de la configuración cilíndrica A'_{Nef} sea igual que la del panel plano A_{Nef} , lo que se traduce a su vez en una relación de longitudes.

$$A'_{Nef} = A_{Nef} \quad (6.14)$$

$$L'_{ef} = L \quad (6.15)$$

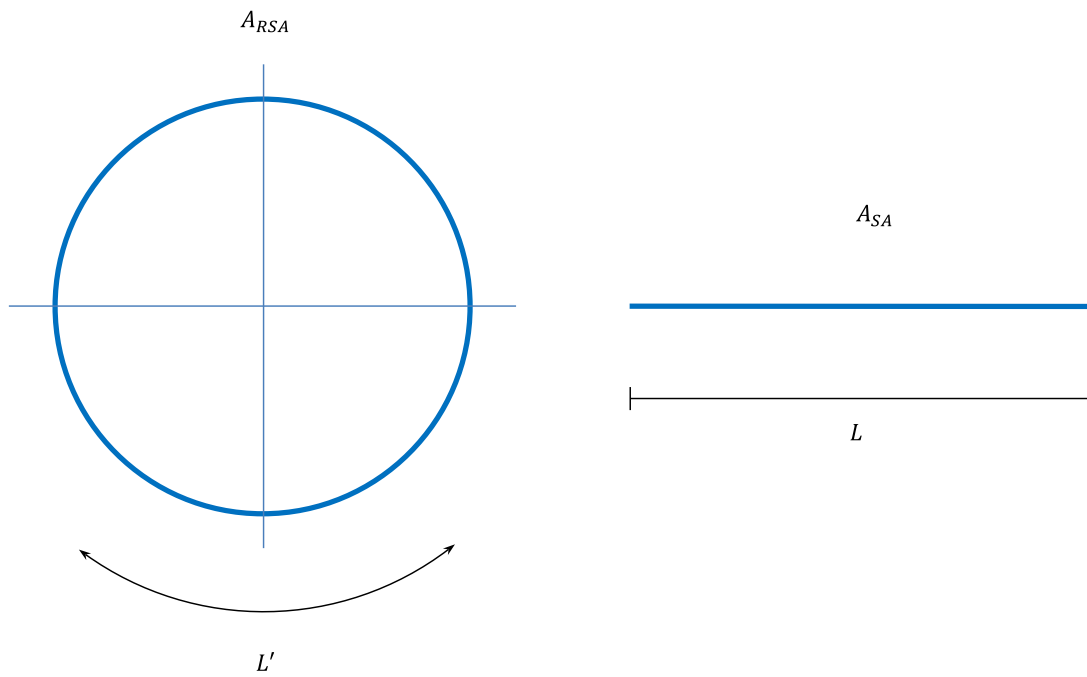


Figura 6.3. Esquema de configuración cilíndrica y plana de los paneles solares.

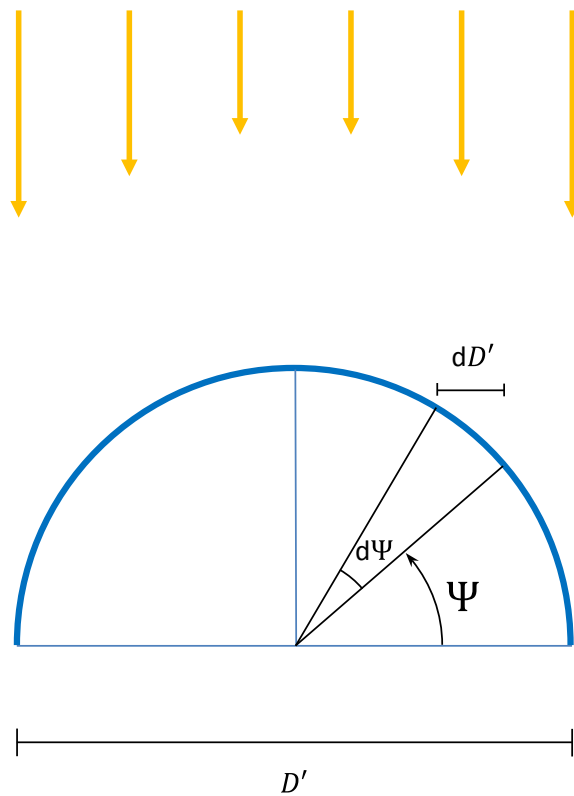


Figura 6.4. Esquema de configuración cilíndrica para determinar la potencia generada.

La longitud normal efectiva L'_{ef} es posible calcularla integrando el diferencial de longitud dD' esquematizado en la *Figura 6.4*.

$$L'_{ef} = \int dD' = L \quad (6.16)$$

De este modo integrando la zona iluminada del satélite, es decir, entre 0 y π , se obtiene:

$$\int_0^\pi \frac{D'}{2} \sin(\psi) d\psi = L \quad (6.17)$$

Interesa trabajar con la función con la función coseno en lugar del seno, por lo que cambiando de variable obtenemos:

$$\frac{D'}{2} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) d\varphi = L \quad (6.18)$$

$$D' \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) d\varphi = L \quad (6.19)$$

El diámetro D' necesario determina la longitud de circunferencia del cilindro que forman los paneles:

$$\frac{L'}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) d\varphi = L \quad (6.20)$$

Finalmente se puede despejar el factor por el que se debe multiplicar el área de los paneles planos, A_{SA} , para obtener el área real que se ha de instalar, A_{RSA} :

$$f = \frac{L'}{L} = \frac{\pi}{\int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) d\varphi} \quad (6.21)$$

Puesto que la integral del coseno entre 0 y $\pi/2$ es la unidad la ecuación (6.21) demuestra que el factor de áreas toma el valor de π , lo que se había dicho al comienzo de los cálculos en este subapartado.

No obstante, todo este desarrollo no se ha realizado para demostrar este hecho, sino para obtener una relación algo más realista sustituyendo el coseno por la función que modela el comportamiento real, el Coseno de Kelly:

$$f = \frac{\pi}{\int_0^{\pi/2} \cos_kelly(\varphi) d\varphi} = \frac{\pi}{f'} \quad (6.22)$$

La función Coseno de Kelly es una expresión obtenida a partir de las medidas experimentales con los diferentes tipos de células, es decir, la expresión no es única y varía según la célula fotovoltaica.

El valor de f' se va a obtener a partir de los resultados experimentales de los estudios recogidos en los trabajos de Hunter y otros [7] y Burger y otros (1996) [8]. En la *Tabla 6.7.* se presentan los coeficientes del desarrollo en serie que ajusta la desviación de los valores medidos para distintas células de silicio y el valor teórico.

Tabla 6.7. Parámetros y coeficientes del desarrollo de distintos tipos de células de silicio [7].

		Lámina de silicio	Silicio monocristalino	Unión triple con silicio amorfo
Propiedades a condiciones de referencia estándar	P_{mpo} (W)	103.96	133.4	133.99
	I_{sco} (A)	5.11	4.37	4.32
	V_{oco} (V)	29.61	42.93	43.53
	I_{mpo} (A)	4.49	3.96	3.92
	V_{mpo} (V)	23.17	33.68	34.23
Coeficientes para el ángulo de incidencia (φ)	Cte.	9.99E-01	1	1
	φ	-6.10E-03	-5.56E-03	-2.44E-03
	φ^2	8.12E-04	6.53E-04	3.10E-04
	φ^3	-3.38E-05	-2.73E-05	-1.25E-05
	φ^4	5.65E-07	4.64E-07	2.11E-07

De ese modo la función Coseno de Kelly se puede expresar como el comportamiento teórico de la célula, cuya intensidad de corriente disminuye por la relación dada por el coseno matemático, multiplicado por el polinomio del desarrollo anterior:

$$\cos_kelly(\varphi) = \cos(\varphi) \cdot (a + b\varphi + c\varphi^2 + d\varphi^3 + e\varphi^4) \quad (6.23)$$

Donde a , b , c , d y e son los coeficientes del desarrollo recogidos en la *Tabla 6.7*. El coeficiente f' de cada una de las células se obtiene entonces integrando la función (6.23) entre 0 y $\pi/2$. Los valores de la integración se recogen en la *Tabla 6.8*.

Se debe tener en cuenta al hacer la integral de la función (6.23) que los valores de los coeficientes del desarrollo se dan para ángulos medidos en grados, por lo que su valor será:

$$\int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos_kelly(\varphi) d\varphi = \frac{\pi}{180} \int_0^{90} \cos\left(\frac{\theta\pi}{180}\right) (a + b\theta + c\theta^2 + d\theta^3 + e\theta^4) d\theta \quad (6.24)$$

Tabla 6.8. Valores del factor f' para las diferentes células de silicio de la *Tabla 6.7*.

Factor	Lámina de silicio	Silicio monocristalino	Unión triple con silicio amorfo
f'	0.9664	0.9553	0.9693

En la *Tabla 6.9*, se recoge ya directamente el factor f' para la intensidad de cortocircuito y máxima potencia de diferentes células de GaAs. Para todas ellas se puede comprobar que el valor del factor f' se encuentra entre 0.95 y 1, por lo que en el Módulo se usará como factor para todas las células el valor conservativo de 0.95. Hay que tener en cuenta que aunque parezca un coeficiente pequeño variará el área necesaria en un valor no despreciable, por ejemplo en un panel dimensionado para 2 m², teniendo en cuenta este factor se tendrá que aumentar el área en aproximadamente 0.105 m².

Tabla 6.9. Factor de desviación real medido frente al teórico [8].

Número de serie de la célula	Tipo de recubrimiento	Tipo de célula	f' Cortocircuito	f' Máxima Potencia
C005	Fused silica	Silicon K6	0.972	0.976
150	AR/0213	GaAs/Ge	0.979	0.975
157	AR/0213	GaAs/Ge	0.977	0.974
209	AR/CMG	GaAs/Ge	0.983	0.977
228	AR/CMG	GaAs/Ge	0.983	0.981
Average AR	AR	GaAs/Ge	0.981	0.977
281	BRR	GaAs/Ge	0.959	0.956
282	BRR	GaAs/Ge	0.963	0.96
Average BRR	BRR	GaAs/Ge	0.96	0.956
80	IRR	GaAs/Ge	0.949	0.945
85	IRR	GaAs/Ge	0.957	0.954
91	IRR	GaAs/Ge	0.954	0.951
93	IRR	GaAs/Ge	0.956	0.952
Average IRR	IRR	GaAs/Ge	0.954	0.951
77	irradiated IRR	irrad. GaAs/Ge	0.963	0.958
79	irradiated IRR	irrad. GaAs/Ge	0.972	0.971
83	irradiated IRR	irrad. GaAs/Ge	0.964	0.963
88	irradiated IRR	irrad. GaAs/Ge	0.96	0.956
Av. rad IRR	irradiated IRR	irrad. GaAs/Ge	0.965	0.962
103	custom IRR	GaAs/Ge	0.974	0.971

6.3.3. Paneles Montados en Estructura Cúbica

De acuerdo con Zornoza y otros (2011) [5], en el caso de un satélite cúbico el área requerida será la calculada multiplicada por un factor de 4. Esto permite garantizar que siempre se generará como mínimo la potencia requerida, es decir, cuando únicamente una placa de las cuatro que tiene el satélite está generando potencia los requerimientos mínimos de potencia se están cumpliendo. Sin embargo, esto también quiere decir que el resto del tiempo se generará una potencia superior a la requerida, cuyo cálculo se detalla a continuación.

En la *Figura 6.5.* se muestra un esquema de esta configuración, a partir de la cual se puede extraer la relación entre la potencia generada únicamente por la cara A_1 para $\varphi = 0$ y la potencia generada por las caras A_1 y A_2 para un ángulo φ arbitrario entre 0 y $\pi/2$:

$$\frac{P_{\varphi}}{P_{\varphi=0}} = \frac{\cos(\varphi) + \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right)}{1} \quad (6.25)$$

La máxima potencia se producirá con un ángulo $\varphi = \pi/4$ y será $\sqrt{2}$ veces más grande que la potencia mínima. Por otro lado puede ser más interesante calcular la potencia media que se genera a lo largo de un cuarto de revolución:

$$\frac{P_m}{P_{\varphi=0}} = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi/2} \cos(\varphi) + \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right) d\varphi = \frac{4}{\pi} = 1.273 \quad (6.26)$$

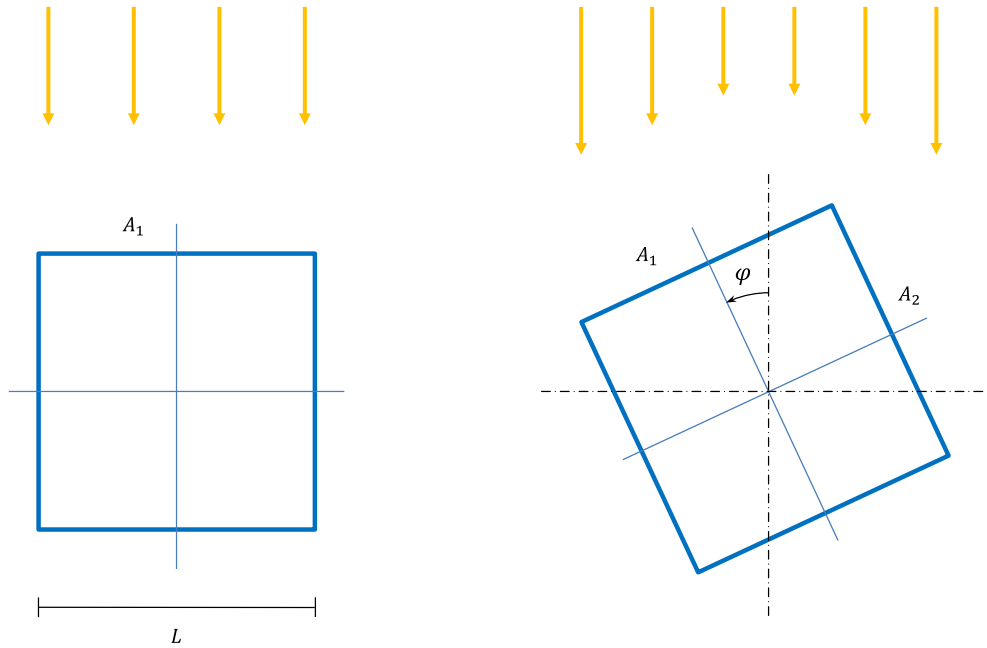


Figura 6.5. Esquema de configuración cúbica de los paneles solares.

Aunque afecta en menor medida que en el caso anterior, el comportamiento real se modelaría utilizando al igual que anteriormente el Coseno de Kelly en lugar del coseno normal, de este modo se tendría:

$$\frac{P_{m_k}}{P_{\varphi=0}} = \frac{2}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos_kelly(\varphi) + \cos_kelly\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right) d\varphi \quad (6.27)$$

$$\frac{P_{m_k}}{P_{\varphi=0}} = \frac{4}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos_kelly(\varphi) d\varphi \quad (6.28)$$

Esto dará lugar a una potencia media generada algo inferior de aproximadamente 1.2096 veces superior que la potencia mínima si se toma al igual que antes el valor de 0.95 para la integral del Coseno de Kelly. Sin embargo en este caso, puesto que está garantizado la generación de una potencia mínima, el valor más conservativo se corresponderá con la potencia superior, pues será la que deba ser capaz de disipar el subsistema de control térmico.

Luego la potencia adicional que deberá ser capaz de disipar el subsistema térmico, suponiendo que el máximo de $\sqrt{2}$ no suponga un problema, será de 0.273 veces la potencia generada por la configuración de paneles desplegables.

Por último, queda la consideración, tanto en este caso, como en el caso de paneles montados sobre estructura cilíndrica, del “*Worst-case Sun Incidence Angle*” o θ_{WC} de la ecuación (6.7). En los dos casos calculados se ha supuesto que la orientación de las caras del satélite con los paneles solares era normal al sol, sin embargo, ya sea por el propio error en el apuntamiento o por la inclinación de la eclíptica en un satélite no controlado en actitud, siempre habrá una desviación que contribuirá desfavorablemente. No obstante, este hecho se puede despreciar en una primera aproximación, pues aun suponiendo el peor caso posible de inclinación de 23.6° el ángulo al que el panel pasa a dejar de producir potencia (supuesto de 85°) se reduce solamente medio grado, pasando a 84.5°, por lo que como se ha dicho se va a obviar.

6.4. Otros Parámetros

Con otros parámetros se hace referencia a partes importantes del subsistema de potencia a las que todavía no se ha hecho referencia. Estos son el voltaje del bus, el número de células solares, y la potencia a disipar.

6.4.1. Voltaje del Bus

En primer lugar se encuentra el voltaje de alimentación de las cargas o V_{bus} . La selección se debe realizar atendiendo principalmente a la necesidad de evitar excesivas pérdidas en los dispositivos reguladores y en los cables conductores (que además no pueden ser refrigerados por convección) por un excesivo nivel de intensidad de corriente.

Fijada la potencia que debe entregar la fuente de energía, el voltaje se selecciona entre los estándares establecidos, de modo que la intensidad de corriente ($I = P/V$) se mantenga en unos valores moderados. Tampoco es recomendable el uso de voltajes excesivos, pues los efectos de interacción con el entorno espacial y el plasma se agravan, además de que se puede alcanzar la tensión disruptiva entre dos conductores.

Los voltajes utilizables están estandarizados, de modo que se puedan usar directamente los componentes de los fabricantes. Así pues, es posible seleccionar entre 28, 50, 70, 100 y 120 V. La posibilidad de seleccionar un voltaje no estándar también está prevista en el Módulo de Cálculo. Por otro lado, si se decide utilizar voltajes superiores, se debe llevar a cabo un estudio detallado para evitar los problemas mencionados.

6.4.2. Número de Células Solares

Seleccionado el voltaje al que debe trabajar la fuente de energía, es posible determinar el número de células solares que se necesitarían para generarlo en el caso de usar paneles solares.

El número de células en serie n_s y en paralelo n_p se determinan mediante las siguientes expresiones:

$$n_s = \frac{V_{bus}}{V_n} \quad (6.29)$$

$$n_p = \frac{P_{SA}/V_{bus}}{I_n} \quad (6.30)$$

Donde V_n e I_n son respectivamente el voltaje y la intensidad nominal de la célula fotovoltaica seleccionada. Finalmente el número de células de las que estará compuesto el panel será:

$$n = n_s \cdot n_p \quad (6.31)$$

6.4.3. Potencia a Disipar

El dimensionado conservativo de los componentes del subsistema de potencia basado en las situaciones del “peor caso” lleva a que en ciertos momento exista una pequeña pero no despreciable sobredimensión de la potencia que se genera, es decir, existe un exceso de potencia que no puede ser utilizado ni para recargar la batería ni para alimentar las cargas. Para el caso del uso de paneles solares como fuente de energía esta situación se da incluso

aunque se realice un diseño preciso, pues por las propias características de las células fotovoltaicas éstas se irán degradando, de modo que la única forma de garantizar que las cargas recibirán la misma potencia al final de la vida de la misión (supuesto un consumo igual durante toda la misión) es diseñar el subsistema de tal modo que exista este exceso de potencia al inicio de la misma.

Al final, la potencia no utilizada o exceso de potencia deberá ser posible disiparla del vehículo para evitar el aumento indefinido de su temperatura. El encargado de esta importante tarea es el subsistema térmico del satélite. Esta es una de las interrelaciones más claras existentes entre el subsistema de potencia y otros subsistemas, ya que deberá haber siempre conformidad entre la capacidad de generar potencia y la de disiparla.

Por tanto, estimar el valor del exceso de potencia correctamente será una condición fundamental para asegurar el éxito de la misión. Para el caso de los paneles solares esta potencia será:

$$P_{dismax} = \frac{A_{SA}}{\cos(\theta_{WC})} \cdot (PC_{BOL} - PC_{EOL}) \quad (6.32)$$

Donde P_{dismax} será la potencia eléctrica máxima a disipar que se dará en el inicio de la misión. Además se debe tener en cuenta que este valor debe multiplicarse por el factor visto de 1.27 para el caso de satélites con paneles solares montados en una estructura cúbica. El factor θ_{WC} se añade para tener en cuenta el peor caso para la disipación de la potencia, que se corresponderá cuando la orientación del panel sea normal al ángulo de incidencia solar.

6.5. Baterías

Ya se ha visto en el capítulo anterior la necesidad de la utilización de las baterías como fuente de energía secundaria para los periodos de eclipse, cuando la fuente de energía primaria son paneles solares, o para hacer frente a “picos” en la solicitud de potencia. El objetivo de este apartado será dimensionar la batería necesaria con valores numéricos concretos para los diferentes parámetros, para así hacer frente a los requerimientos.

Uno de los parámetros importantes en la selección de la batería es el número total de ciclos a la que va a ser sometida, que es posible calcularlo a partir del periodo de la órbita y la duración de la misión, supuesta una fuente de energía dependiente de la radiación solar y un eclipse por órbita completada.

$$N = \frac{L}{T} \quad (6.33)$$

Donde N es el número de ciclos que se quiere hallar, L la duración de la misión y T el periodo de la órbita.

El siguiente paso será calcular la profundidad de descarga (DOD) a la que va a ser sometida la batería a lo largo de la misión, es decir, el porcentaje del total de la capacidad de la batería que será utilizado durante el periodo de descarga.

La profundidad de descarga a utilizar se puede obtener como función del número de ciclos, de modo que a mayor profundidad de descarga menor número de ciclos, y viceversa. La *Figura 6.6.*, extraída de Wertz y Larson (1999) [1] y Zornoza y otros (2013) [5], muestra esta relación para baterías de Níquel-Cadmio, de Níquel-Hidrógeno y de Ion-Litio.

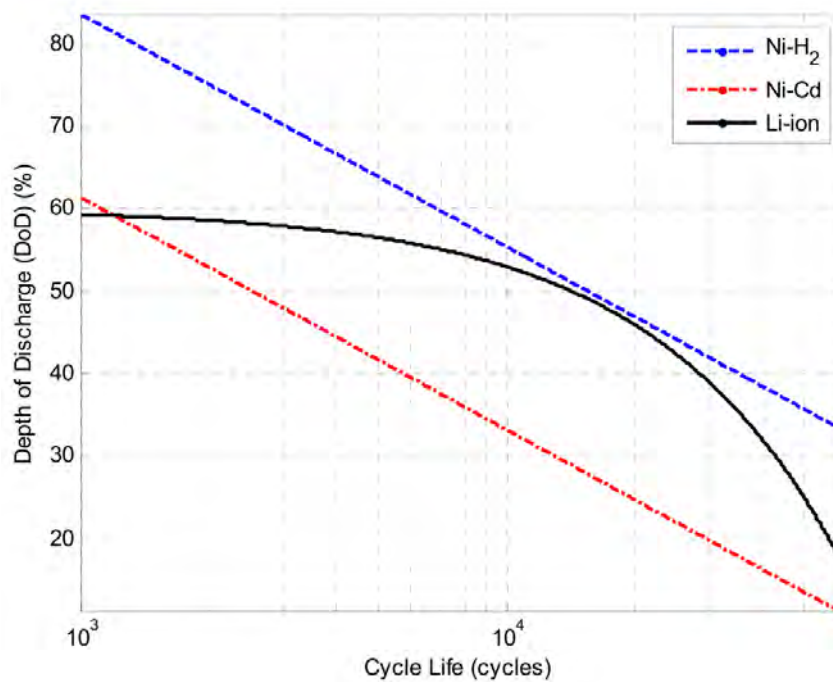


Figura 6.6. DOD en función del número de ciclos [1] y [5].

Las ecuaciones que determinan las funciones de la *Figura 6.6.*, y que están implementadas en el Módulo de Cálculo, se obtienen directamente de la gráfica para las baterías de Ni-Cd y Ni-H, y mediante una aproximación con un polinomio de cuarto grado, para la batería de Li-Ion.

El objetivo ahora es determinar la capacidad de batería que será necesaria a partir de los datos anteriores, sin embargo, antes es necesaria la definición de un nuevo rendimiento, η_t , que aproxime la eficiencia de la transmisión de energía de la batería a las cargas. Este valor puede ser introducido manualmente por el ingeniero de potencia o usar el valor típico predeterminado del 90% de eficiencia:

$$C_{W \cdot hr} = \frac{P_e \cdot T_e}{\eta_t \cdot DOD} \quad (6.34)$$

Donde $C_{W \cdot hr}$ es la capacidad de la batería en unidades de potencia por tiempo ($W \cdot hr$ generalmente), P_e la potencia consumida durante el periodo de eclipse, T_e el periodo de eclipse, DOD la profundidad de descarga previamente calculada y η_t la eficiencia de transmisión energética de la batería a las cargas seleccionada antes.

También es posible expresar la capacidad de la batería en unidades de intensidad por tiempo $C_{A \cdot hr}$ si se conoce previamente el voltaje que dará la batería, que deberá ser V_{bus} .

$$C_{A \cdot hr} = \frac{C_{W \cdot hr}}{V_{bus}} \quad (6.35)$$

Otros parámetros importantes de las baterías para el diseño del vehículo serán su masa y el volumen que ocupan, que es posible obtenerlos a partir de la energía específica e y la densidad de energía d respectivamente. En la *Tabla 6.10.* se recoge los valores típicos de estos parámetros.

Tabla 6.10. Valores típicos de la energía específica y la densidad de energía de baterías de uso espacial.
Sacado de [1] y [9].

	Níquel-Cadmio	Níquel-Hidrógeno	Ion-Litio
Energía específica (Whr/kg)	25-30	35-57	70-110
Densidad de energía (Whr/dm^3)	~100	~50	>250

Los valores medios incluidos en la *Tabla 6.10.* son los que están implementados en el módulo, pero al depender del tipo de batería utilizado se da libertad al ingeniero de potencia para que los modifique. Una vez seleccionado su valor, la masa y el volumen se obtienen a partir de las siguientes ecuaciones.

$$M_{bat} = \frac{C_{W \cdot hr}}{e} \quad (6.36)$$

$$V_{bat} = \frac{C_{W \cdot hr}}{d} \quad (6.37)$$

La capacidad no redundante de batería podrá ser repartida entre un número de baterías n_{bat} seleccionado por el ingeniero de potencia que normalmente estará comprendido entre 1 y 5. La posibilidad de añadir alguna batería redundante n_{bat_red} también se contempla, por lo que finalmente la masa (M_{total_bat}) y el volumen (V_{total_bat}) total ocupado por las baterías se expresaría como:

$$M_{total_bat} = M_{bat} + \frac{n_{bat_red}}{n_{bat}} M_{bat} \quad (6.38)$$

$$V_{total_bat} = V_{bat} + \frac{n_{bat_red}}{n_{bat}} V_{bat} \quad (6.39)$$

La capacidad de cada una de estas baterías será por tanto la capacidad total requerida dividida entre el número de baterías no redundante n_{bat} . Finalmente, la masa total del subsistema de potencia será, despreciando la del sistema de regulación y distribución, la suma de la fuente de energía (paneles solares) y la batería. Si se quiere una estimación más precisa que tenga en cuenta los sistemas obviados será necesario utilizar información procedente del modelo estadístico, para lo cual se necesitará conocer, tal y como se explicará, la masa total del satélite y su misión. A partir de las cuales se obtendrá una estimación del porcentaje en masa del subsistema de potencia respecto a la masa total.

6.6. Otras Fuentes de Energía

La utilización de otras fuentes de energía aunque se contempla, su implementación es muy básica ya que el objetivo del proyecto se centra en posibles misiones reales de órbita terrestre, en las cuales la configuración de paneles solares fotovoltaicos es casi siempre la solución óptima. No obstante, la posibilidad se encuentra disponible para el caso de que se quiera comprobar de una forma general las ventajas y desventajas que puede aportar el uso de este tipo de fuentes de energía. La estimación de la masa para estas fuentes de energía se realiza simplemente a través de su densidad energética específica:

$$m = \frac{P}{p_d} \quad (6.40)$$

Donde P representa el requisito de potencia del satélite, en el que ya no se tiene en cuenta si se encuentra iluminado o en sombra, p_d es la densidad energética específica de la fuente de energía que se pretende utilizar y m la masa que aportará dicha fuente de energía al vehículo.

En caso de usar baterías primarias la ecuación (6.40) y el cálculo relacionado con las baterías secundarias se sustituyen simplemente con la ecuación (6.41).

$$M_{bat} = \frac{P \cdot t}{e} \quad (6.41)$$

Donde t representa el tiempo que deberá estar operativa la batería, y e es de nuevo la densidad de energía específica de la batería, cuyos valores típicos quedan recogidos en la *Tabla 6.11*. en función del tipo de batería primaria, y que serán diferentes a las secundarias incluidas en la *Tabla 6.10*.

Tabla 6.11. Características de baterías primarias [1].

Primary Battery Couple	Specific Energy Density (Whr/kg)	Typical Application
Silver Zinc	60 – 130	High rate, short life (minutes)
Lithium Thionyl Chloride	175 – 440	Medium rate, moderate life (< 4 hours)
Lithium Sulfur Dioxide	130 – 350	Low/medium rate, long life (days)
Lithium Monoflouride	130 – 350	Low rate, long life (months)
Thermal	90 – 120	High rate, very short life (minutes)

6.7. Diseño Estadístico

El diseño estadístico basado en la extrapolación de datos a partir de misiones anteriores se contempla como un añadido en el caso de que no se proporcione información suficiente para el diseño de la misión. Este diseño está basado en el estudio realizado en la referencia [10] adaptado a las particularidades concretas del Módulo de cálculo. A continuación se expone el funcionamiento de este modelo a partir de un diagrama de flujo y una serie de tablas traducidas y adaptadas del trabajo de Mirshams y otros (2013) [10].

Cuando no se dispone de algún parámetro fundamental del dimensionado del subsistema de potencia, como el requisito de potencia del vehículo, la batería, el tipo de panel solar o su disposición, el diseño estadístico comienza.

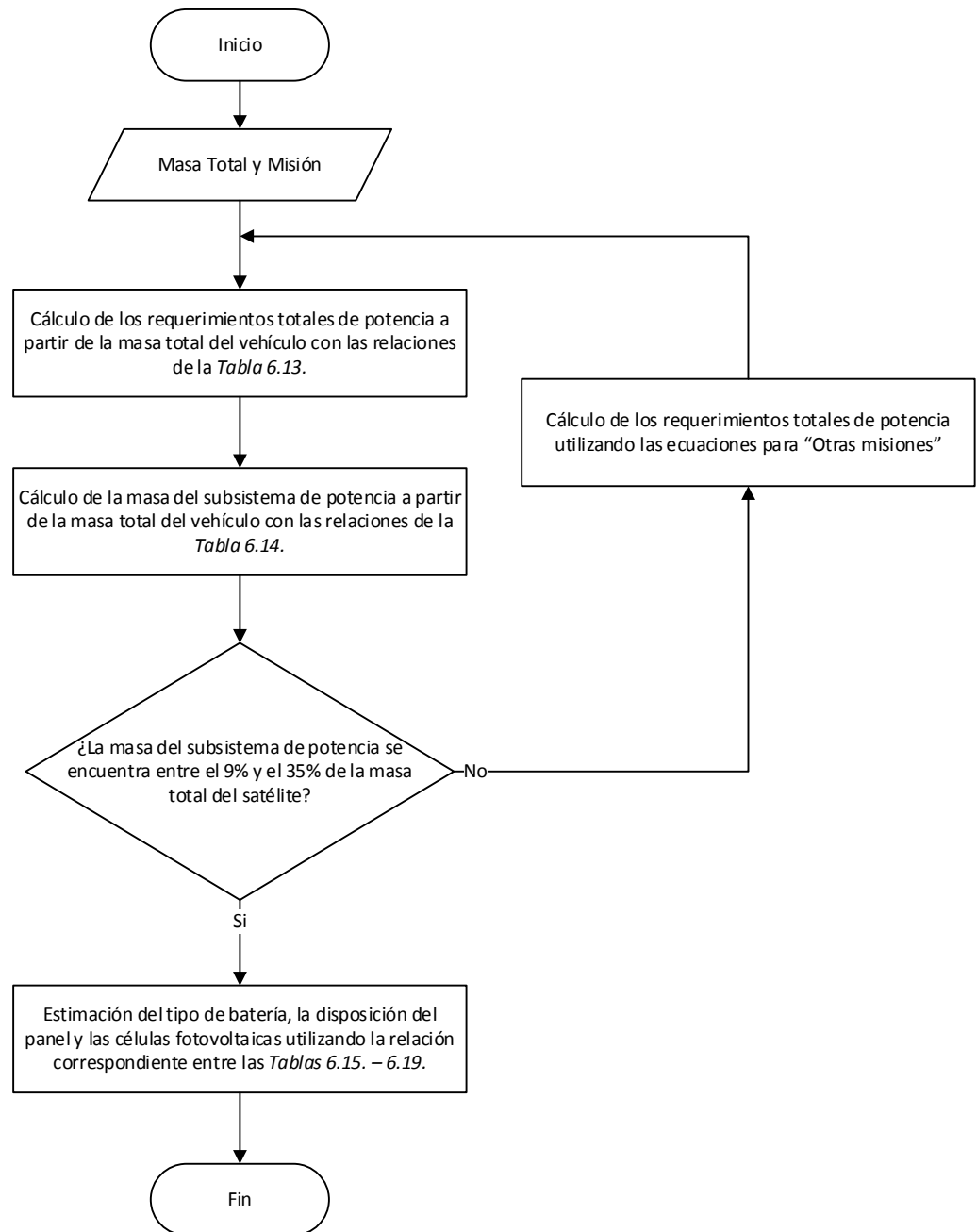


Figura 6.7. Diagrama de flujo del proceso de diseño estadístico [10].

El primer paso, como aparece en el diagrama de flujo, comienza conociendo la masa total del satélite. Si no se conoce este diseño concluye sin haber aportado ningún dato nuevo. Conocer el tipo de misión, en cambio, es opcional, pues en caso de no saberlo se toma como “otra”. A partir de la masa del satélite se determina la “Clase” a la que pertenece, tal como recoge la Tabla 6.12.

Tabla 6.12. Clase del satélite en función de la masa total [10].

Clase	Masa del satélite (kg)
Satélite convencional grande	$1000 <$
Satélite convencional pequeño	$1000 - 500$
Mini satélite	$500 - 100$
Micro satélite	$100 - 10$
Nano satélite	$10 - 1$
Pico satélite	$1 >$

Una vez que se sabe la Clase del vehículo, es posible obtener a partir de la misma, del tipo de misión y la masa total, el requerimiento de potencia del satélite a través del modelo de “Masa-Potencia”, tal como se recoge en la *Tabla 6.13*.

Tabla 6.13. Modelo Masa-Potencia según la Clase y la Misión [10].

Clase	Misión	Modelo de Masa-Potencia
Satélite convencional grande	Comunicación	$P = 2.927 \cdot M_{total} - 3206$
	Navegación	$P = -0.4221 \cdot M_{total} + 1823.4$
	Detección remota	$P = 0.8246 \cdot M_{total} + 1.6492$
	Otra	$P = 0.6289 \cdot M_{total} - 191.95$
Satélite convencional pequeño	Todas las misiones	$P = 1.6746 \cdot M_{total} - 419.1$
Mini satélite	Detección remota	$P = 0.6407 \cdot M_{total} + 44.384$
	Otra	$P = 3.1079 \cdot M_{total} + 359.43$
Micro satélite	Detección remota	$P = 7.2427 \cdot M_{total} - 432.88$
	Otra	$P = 1.1344 \cdot M_{total} - 11.384$
Nano satélite	Todas las misiones	$P = 4 \cdot M_{total} - 2$

El siguiente paso es obtener la masa del subsistema de potencia, esta vez a partir del tipo de misión y la masa total del satélite. Esto se realiza a través del modelo de “Masa del subsistema de potencia – Masa total”, tal como se recoge en la *Tabla 6.14*.

Tabla 6.14. Modelo de Masa del subsistema de potencia a partir de la masa total y la misión del satélite [10].

Misión	Modelo de Masa del subsistema de potencia – Masa total
Comunicación	$M_{powersub} = 0.0971 \cdot M_{total} + 100.13$
Detección remota	$M_{powersub} = 0.1489 \cdot M_{total} + 20.61$
Navegación	$M_{powersub} = 0.1123 \cdot M_{total} + 38.184$
Otra	$M_{powersub} = 0.1012 \cdot M_{total} + 3.255$

Una vez determinada la masa del subsistema de potencia, y tal como recoge el diagrama de flujo de la *Figura 6.7.* es necesario comprobar si ésta se encuentra entre el 9% y el 35% de la masa total del satélite. En caso afirmativo se continúa con el diseño, mientras que en caso contrario se inicia de nuevo el diseño desde el principio, utilizando ahora como tipo de misión “otra”.

El último paso consiste en determinar el tipo de batería, la disposición de los paneles solares y el tipo de célula fotovoltaica que lo componen. Esto se realiza entrando en la tabla correspondiente entre la 6.15. a la 6.19. en función de la clase del satélite. Una vez en la tabla correspondiente, los componentes del subsistema de potencia se obtienen a partir del tipo de misión.

Tabla 6.15. Componentes ideales para *Satélites Convencionales Grandes* en función del tipo de misión [10].

Misión	Componente	Selección
Comunicación	Tipo de batería	Níquel-Hidrógeno
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Unión simple Ga/Ar
Navegación	Tipo de batería	Níquel-Hidrógeno
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Unión simple Ga/Ar
Detección remota	Tipo de batería	Li-Ion
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Silicio
Otra	Tipo de batería	Níquel-Cadmio
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Unión simple Ga/Ar

Tabla 6.16. Componentes ideales para *Satélites Convencionales Pequeños* en función del tipo de misión [10].

Misión	Componente	Selección
Comunicación	Tipo de batería	Níquel-Hidrógeno
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Unión simple Ga/Ar
Otra	Tipo de batería	Níquel-Cadmio
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Unión simple Ga/Ar

Tabla 6.17. Componentes ideales para *Mini Satélites* en función del tipo de misión [10].

Misión	Componente	Selección
Comunicación	Tipo de batería	Li-Ion
	Disposición del panel solar	Desplegable plano
	Tipo de célula fotovoltaica	Unión simple In/P
Detección remota	Tipo de batería	Li-Ion
	Disposición del panel solar	Montado en la estructura
	Tipo de célula fotovoltaica	Silicio
Otra	Tipo de batería	Níquel-Cadmio
	Disposición del panel solar	Montado en la estructura
	Tipo de célula fotovoltaica	Silicio

Tabla 6.18. Componentes ideales para *Micro Satélites* en función del tipo de misión [10].

Misión	Componente	Selección
Comunicación	Tipo de batería	Níquel-Hidrógeno
	Disposición del panel solar	Montado en la estructura
	Tipo de célula fotovoltaica	Ga/Ar
Detección remota	Tipo de batería	Li-Ion
	Disposición del panel solar	Montado en la estructura
	Tipo de célula fotovoltaica	Silicio
Otra	Tipo de batería	Níquel-Cadmio
	Disposición del panel solar	Montado en la estructura
	Tipo de célula fotovoltaica	Silicio

Tabla 6.19. Componentes ideales para *Nano Satélites* [10].

Componente	Selección
Tipo de batería	Li-Ion
Disposición del panel solar	Montados en la estructura
Tipo de célula fotovoltaica	Ga/Ar

Hay que tener en cuenta, tal como se ha explicado, que este diseño únicamente entra en juego cuando alguno de los parámetros que es capaz de proporcionar está ausente, sin embargo es posible que al realizarse los nuevos datos que proporcione entren en conflicto con los requisitos de entrada o los seleccionados por el ingeniero de potencia. Este caso se evita proporcionando como nueva información solamente la de aquellos parámetros que no estaban disponibles.

Si se realiza este tipo de diseño se recomienda que se revisen todos los parámetros que haya proporcionar para evitar posibles incoherencias o conflictos con los requisitos de la misión.

El funcionamiento específico de este modelo de dimensionado y como es utilizado por el programa se explica detalladamente en el siguiente capítulo¹ y en el manual del programa adjuntado en el Anexo I.

6.8. Bibliografía

- [1] James R.Wertz y Wiley J.Larson. Space Mission Analysis and Design. Tercera edición.
- [2] Malcolm Macdonald y Viorel Badescu. The International Handbook of Space Technology.
- [3] ASTM E490. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables.
- [4] Mukund R. Patel. Spacecraft Power Systems.

¹ El diagrama de flujo de la *Figura 7.2* y su interpretación en la siguiente página detallan este funcionamiento.

- [5] Eduardo Zornoza, Carlos Gómez y Carlos López. Student Concurrent Design Tool (SCDT): Power subsystem.

- [6] S.J. Taylor y otros. Shadow protection for tandem solar cells in space.

- [7] A. Hunter Fanney y otros. Comparison of Photovoltaic Module Performance Measurements.

- [8] Dale R. Burger y otros. Angle of Incidence Corrections for GaAs/Ge Solar Cells with Low Absortance Coverglass.

- [9] Henry Oman. Aerospace & Military Battery Applications.

- [10] M. Mirshams y otros. Statistical model of power supply subsystem Satellite.

Capítulo 7

Módulo de Cálculo

7.1. Introducción

Una vez explicado el funcionamiento general de los subsistemas de potencia de los vehículos espaciales y el modelo matemático de dimensionado escogido, el siguiente paso es la implementación de dicho modelo en un software que permita obtener las variables de potencia deseadas a partir de los requerimientos de la misión y los propios parámetros seleccionados por el ingeniero de potencia, teniendo siempre presente que el objetivo principal es realizar un diseño concurrente. Esto quiere decir, como se ha expuesto a lo largo del Capítulo 4, que el Módulo de Cálculo debe ser capaz de, no sólo hallar las características del sistema de potencia requerido, sino que además tendrá que tener una comunicación constante con el resto de módulos para asegurar la compatibilidad de la solución de diseño encontrada por cada uno de los módulos por separado. El propósito de este capítulo es, por tanto, exponer la implementación que se ha realizado y las soluciones tomadas para cumplir con los objetivos expuestos anteriormente.

No obstante, no será objeto de este capítulo describir las soluciones adoptadas a nivel de programación, pues se considera a los propios lenguajes de programación utilizados como una herramienta para la consecución del objetivo del proyecto. Si se desea consultar en detalle las soluciones de programación implementadas es posible consultando el código fuente del Módulo de Cálculo, adjunto en el presente trabajo.

Tampoco será objeto de este capítulo la explicación a nivel de usuario del Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica, es decir, los pasos que debe seguir el usuario para usar las características del Módulo que se explican, o llevar a cabo la configuración del software, ya que para ello se ha dispuesto un manual detallado adjunto en el Anexo I.

7.2. Descripción del Módulo

El Módulo de Potencia es un software multiplataforma¹ que obtiene las posibles variables de diseño del subsistema a partir de unos requerimientos o inputs arbitrarios, que pueden provenir, tanto de parámetros fijados por la propia misión o por el resto de subsistemas, como aquellos que son seleccionados por el ingeniero de potencia.

Tras realizar los cálculos solicitados el programa es capaz automáticamente de devolver como datos de salida para el resto de subsistemas las variables solicitadas. La manera en que el Módulo de Potencia realiza la comunicación con el resto de módulos se detalla en el apartado “7.3. Comunicación entre Módulos”.

El Módulo está desarrollado íntegramente en los lenguajes de programación C++ y Visual Basic, abarcando un total de aproximadamente 4200 líneas de código. Adicionalmente, para llevar a cabo la comunicación con el resto de módulos, implementa librerías y conectores de MySQL, cuya aplicación se verá, como se ha expuesto anteriormente, en el apartado 7.3. Esto quiere decir que el Módulo de Cálculo es completamente independiente de cualquier software adicional (Excel, Matlab, etc.), y solamente requiere para su funcionamiento haber sido compilado para el sistema operativo en el que vaya a ser utilizado. Si bien, ya que el programa está abierto al desarrollo, se espera poder implementar software específico adicional que permita mejorar la exactitud de algunos resultados.

7.3. Estructura del Módulo

La estructura general del Módulo de Potencia se divide en dos grandes bloques. Por un lado se encuentra el Programa Principal, que será el encargado de realizar todos los cálculos requeridos y la comunicación entre los módulos, y por el otro, una Interfaz Gráfica que facilite el manejo del Módulo.

En primer lugar, se va a explicar el funcionamiento del Módulo de Potencia por separado de la comunicación con el resto de módulos, para seguidamente introducir el sistema de intercambio de información implementado. Por último se describe el funcionamiento de la Interfaz Gráfica.

¹ El Programa Principal del Módulo de Cálculo está desarrollado en el lenguaje de programación C++ por lo que es posible, compilando el código, utilizarlo en la mayoría de sistemas operativos, sin embargo la interfaz gráfica ha sido desarrollada mediante Visual Basic, por lo que únicamente será utilizable en sistemas Windows.

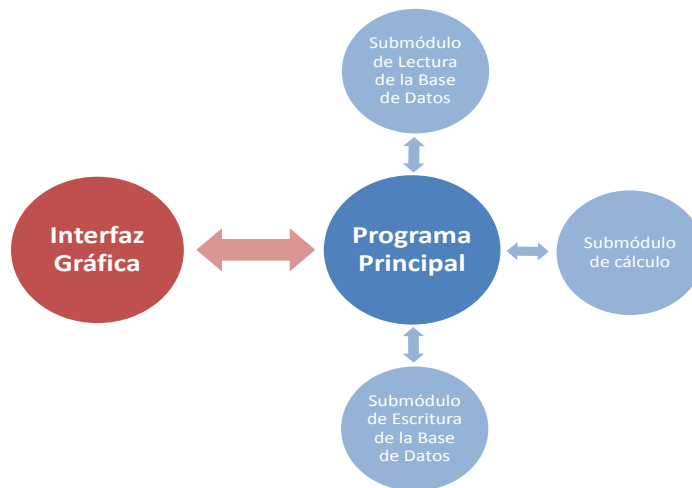


Figura 7.1. Estructura del Módulo de Cálculo de Potencia.

7.3.1. Programa Principal

Como se observa en la *Figura 7.1.*, el Programa Principal se encuentra a su vez dividido en tres submódulos. Por un lado está el Submódulo de Cálculo, y por el otro, los Submódulos de Lectura y Escritura de la Base de Datos. El objetivo de este apartado es explicar el funcionamiento del Submódulo de Cálculo, ya que se podría decir que éste es el núcleo del programa, mientras que los dos submódulos restantes serán explicados en el apartado de comunicación entre los Módulos. A continuación se analiza la solución alcanzada en el Submódulo de Cálculo utilizando como base el diagrama de flujo de ejecución que aparece en la *Figura 7.2.*

Cuando se lleva a cabo una llamada al Submódulo de Cálculo el programa comienza obteniendo las variables del archivo “PARAMETERS”, en el cual están recogidos todos los datos de entrada que se desea introducir para la realización de los cálculos de dimensionado. En este punto el programa no distingue la procedencia de los datos y son tratados de forma análoga, tanto si vienen originalmente de la base de datos, o han sido seleccionados manualmente por el propio ingeniero de potencia.

El Submódulo tiene implementadas una serie de ecuaciones, ya analizadas en el capítulo anterior, que han sido tratadas de tal manera que presenten la siguiente forma:

$$a = b \cdot c \quad (8.1)$$

$$a' = b' + c' \quad (8.2)$$

Donde las letras a , b y c representan variables relativas al dimensionado como puede ser el periodo de la órbita o la capacidad de la batería. La utilización de este esquema de ecuaciones tan sencillo matemáticamente permite evaluar de forma sistemática cada ecuación en busca de coherencia o incompatibilidad de los datos con un mismo algoritmo.

Una vez que el programa ha guardado los datos de entrada comienza con el análisis iterativo y en orden de las ecuaciones mencionadas. Cada vez que llega a una nueva ecuación, tal y como se recoge en la *Figura 7.2.*, pueden producirse tres casos diferentes.

1. Faltan datos

Este caso se produce cuando dos o tres variables de la ecuación no están definidas. Esto quiere decir que no se tienen suficientes datos y el programa no puede obtener nueva información. En este caso el programa continúa la ejecución evaluando una nueva ecuación.

2. Ecuación bien definida

Este caso tiene lugar cuando solamente queda por definir una de las variables. La ecuación, en este caso, determina de forma inequívoca el parámetro no definido, por lo que el programa calcula su valor y lo guarda, así puede ser usado posteriormente en el caso de que sea requerido en una nueva ecuación, o para mostrarlo al finalizar la ejecución del Submódulo como dato de salida calculado. Tras este proceso, de nuevo el programa continúa la ejecución evaluando una nueva ecuación.

3. Ecuación completa

Este es el caso que presenta la mayor problemática, pues se deben evaluar las posibles incompatibilidades y redundancias de los datos de entrada que han sido introducidos. Cuando todos los parámetros constituyentes de la ecuación están definidos es posible diferenciar entre dos posibilidades diferentes.

La primera posibilidad se corresponde con el cumplimiento de la ecuación. La aparición de este suceso se podrá dar por dos motivos: la repetición de la evaluación de una ecuación, o la redundancia de los datos de entrada. El primer motivo se debe a que el programa está evaluando nuevamente una ecuación que ya había evaluado en una iteración anterior, por lo que simplemente continúa la ejecución con la siguiente ecuación. El segundo motivo se debe a que los datos introducidos por el usuario son redundantes, en el sentido en que están definiendo más de una vez la misma variable a través de diferentes ecuaciones. Cuando se da esta situación el programa avisa al usuario para que intente corregir esta circunstancia para evitar posibles problemas de incompatibilidad en un posterior rediseño y se continúa con la siguiente ecuación.

La segunda posibilidad se corresponde con el incumplimiento de la ecuación. Este suceso se produce cuando los datos de entrada introducidos por el usuario definen la misma variable mediante diferentes ecuaciones, dando lugar a valores distintos para esta variable. El programa, por tanto, no puede determinar cuál es la ecuación que define el valor correcto del parámetro, por lo que se detendrá su ejecución y mostrará un mensaje de error para que el ingeniero de potencia corrija esta situación.

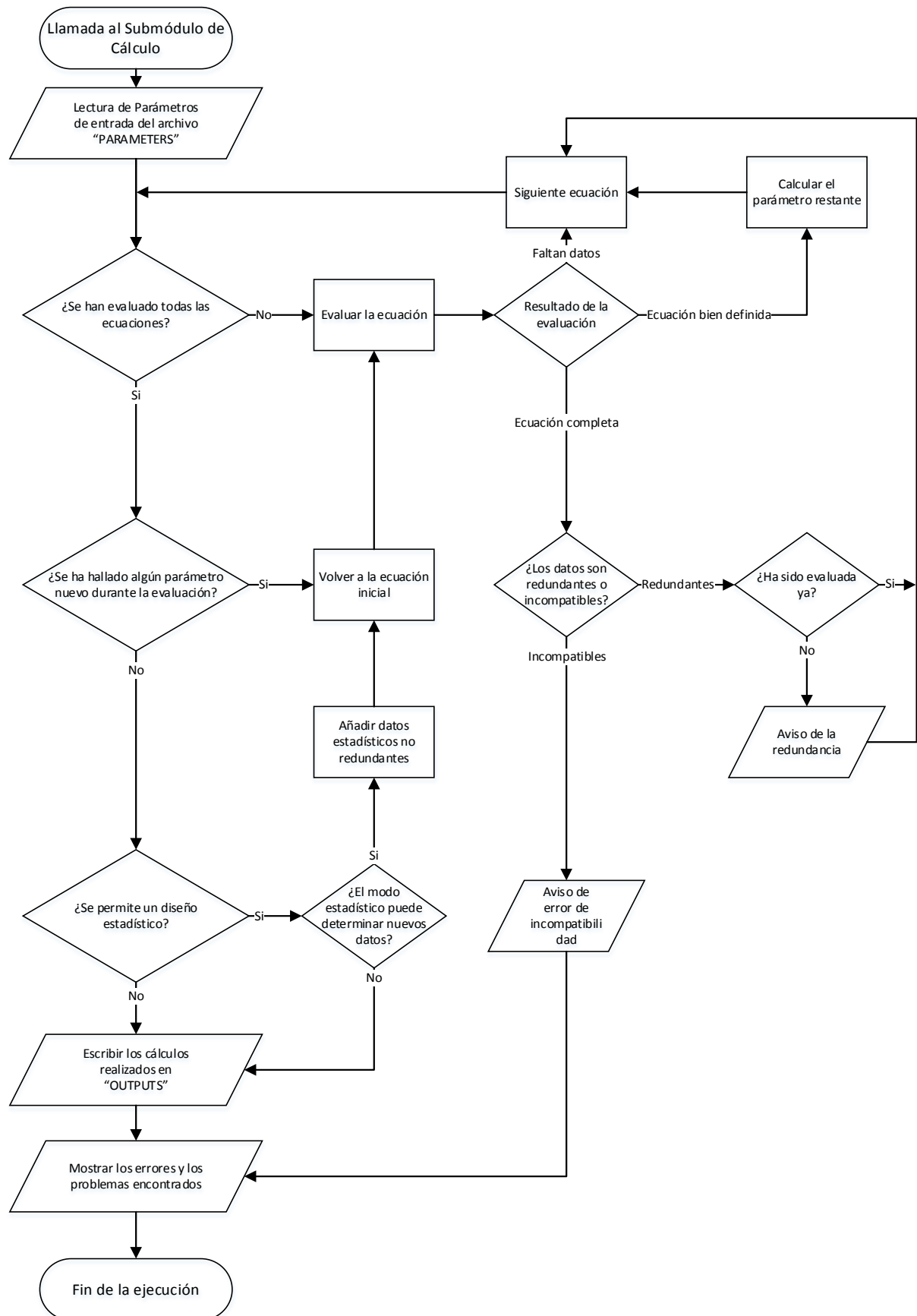


Figura 7.2. Diagrama de flujo del Submódulo de Cálculo.

Puesto que la lista de ecuaciones que conforma el Submódulo de Cálculo sigue un determinado orden, debido a la implementación que se ha llevado a cabo, no será posible generalmente obtener toda la información posible en una única “pasada” o iteración a través de esta lista de ecuaciones. Por esta razón, cada vez que el programa determine un nuevo valor de un parámetro llevará a cabo una nueva iteración a través de la lista de ecuaciones para comprobar si alguna ecuación que ya había sido evaluada es capaz ahora de determinar nueva información gracias a este parámetro. El proceso iterativo concluye cuando no ha sido posible determinar nueva información de las ecuaciones durante la “pasada” realizada en esa iteración. En este momento, el diseño “normal”, basado en ecuaciones de dimensionado, ha concluido y únicamente es posible obtener nuevos datos a partir de modelos estadísticos basados en misiones anteriores.

La implementación de este sistema iterativo en el Módulo de Cálculo aporta una gran ventaja en cuanto a flexibilidad. Esto se debe a que ahora es posible realizar el diseño partiendo de diferentes puntos, en lugar de en una única dirección, lo que se traduce en una simplificación del trabajo que debe realizar el ingeniero de potencia, que solamente deberá preocuparse de introducir todos los datos de entrada que sean conocidos, y el Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica devolverá automáticamente como resultado toda la información posible que pueda ser obtenida de estos datos.

La última consideración que debe hacerse con el Submódulo de Cálculo es la referente a la de utilización de datos procedentes de modelos estadísticos. Una vez concluido el diseño “normal” mencionado anteriormente es posible, si los datos introducidos no aportan suficiente información, que apenas haya sido posible calcular nuevos parámetros. Es en este momento donde entra en juego los modelos estadísticos basados en misiones previas, pues permiten la cumplimentación de uno de los objetivos fundamentales del Módulo, que es la obtención de la mayor cantidad de información a partir de los mínimos datos posibles.

Si el diseño estadístico se ha permitido en los parámetros de configuración del programa, una vez realizado el diseño “normal”, tal y como se aprecia en el diagrama de flujo de la *Figura 7.2.*, el programa determinará si es posible obtener datos nuevos de estos modelos que no entren en conflicto con los ya existentes. Si esto es posible se añaden estos nuevos parámetros a la memoria y comienza de nuevos todo el proceso de diseño descrito hasta este punto.

7.3.2. Comunicación entre Módulos

La comunicación entre los Módulos hace referencia al intercambio de información que debe existir entre éstos para que la solución de diseño hallada sea compatible entre todos los subsistemas.

Propiamente la comunicación no se realiza directamente entre los módulos, sino que existe un “intermediario” entre la interconexión. Este “intermediario” es la base de datos y el propio Ingeniero de Sistemas, tal y como muestra el esquema de la *Figura 7.3.*

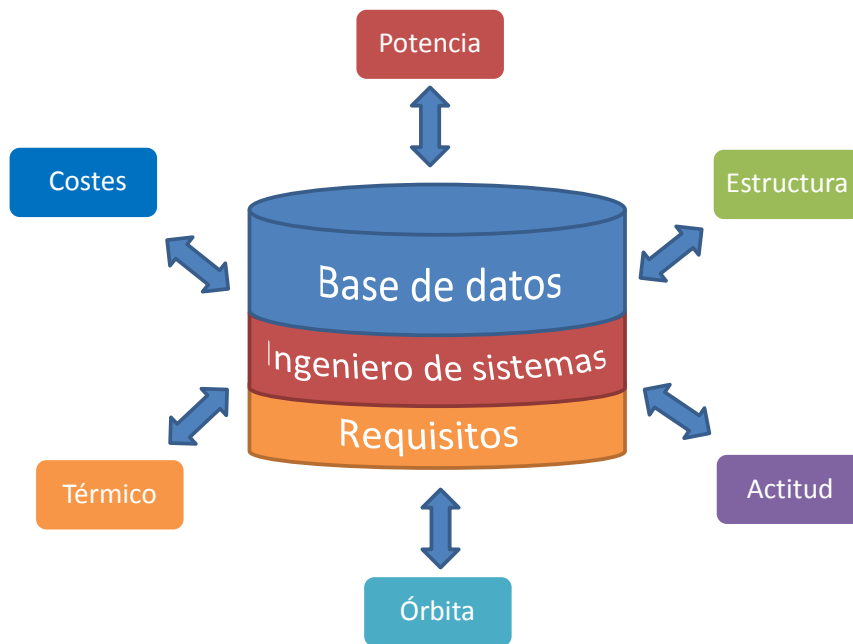


Figura 7.3. Esquema de comunicación entre módulos.

La utilización de este tipo de esquema de trabajo permite llevar a cabo un diseño casi en tiempo real, al mismo tiempo que el Ingeniero de Sistemas tiene un gran control sobre el desarrollo del dimensionado, pues es capaz de controlar la evolución de las variables de todos los subsistemas en conjunto. Este esquema, además, tiene como ventaja la independización de los diferentes módulos, de modo que cada uno de ellos puede implementar la solución a nivel de software que resulte más eficiente para ese subsistema en concreto mientras utilice el esquema de intercambio de parámetros que se ha definido.

El siguiente paso para realizar el diseño será, por tanto, la creación de una base de datos para esa sesión. Esto es lo que se denomina en la descripción de la CDF de la ESA/ESTEC [2] el “modelo”. El modelo consiste en la caracterización de la misión mediante parámetros que permitan realizar modificaciones y analizar nuevos escenarios a tiempo casi real. Cada Módulo de cada subsistema tendrá implementado su propio modelo, mientras que el modelo global será el almacenado en la base de datos, donde están establecidos todos los parámetros y sus relaciones como datos de entrada o de salida de cada subsistema.

La creación y gestión de la base de datos se realiza a través de un software específico¹ desarrollado en IDR/UPM. En este proceso deben participar tanto el propio Ingeniero de Sistemas (SE) como los ingenieros de cada subsistema (S/S), pues es durante esta etapa donde se establecen las relaciones entre las variables, que determinan el diseño, y con los subsistemas.

¹ La plataforma “Concurrent Design Application” es la encargada de realizar y facilitar esta tarea. Para más información consultar [1].

La metodología de trabajo es sencilla y consiste en definir dentro de la base de datos variables relevantes en el diseño que se quiere llevar a cabo. Para ello las variables deben quedar definidas estableciendo el subsistema de origen, es decir, el que genera dicha variable a través de su propio módulo; el de destino, es decir, el subsistema que pretende utilizar esta variable como dato de entrada en sus cálculos y su valor inicial. La variable quedará finalmente aceptada cuando tanto el Ingeniero de Sistemas (SE) como el ingeniero del subsistema (S/S) al que se le ha solicitado la variable la aceptan. El desarrollo de este proceso se esquematiza en el diagrama de flujo mostrado en la *Figura 7.4*.

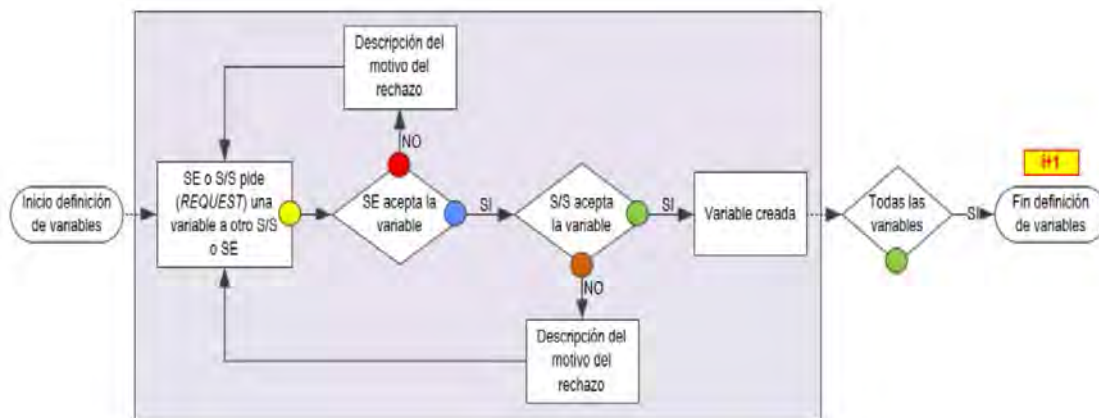


Figura 7.4. Diagrama de flujo para la definición de variables en la base de datos [1].

Una vez creada la base de datos, el manejo de las variables que la conforman recae en cada uno de los Módulos de Cálculo. Para ello los módulos disponen de dos métodos diferentes de acceso. Por un lado, la lectura de las variables¹ y sus valores guardados en la base de datos, y por el otro, la escritura de los nuevos valores calculados.

Como se ha comentado, en el Módulo de Cálculo de Potencia estas dos tareas son realizadas por dos submódulos independientes.

La lectura se lleva a cabo mediante el Submódulo de Lectura y sigue un esquema de trabajo detallado en el diagrama de flujo de la *Figura 7.5*.

Cuando el Submódulo de Lectura es llamado lo primero que realiza es una conexión a la base de datos a partir de los parámetros de conexión del archivo "DEFAULT". Si no se puede realizar la conexión el programa termina su ejecución y muestra el error que se ha producido.

¹ Cada Módulo tendrá accesible únicamente las variables de la base de datos que le afectan directamente, es decir, los parámetros que sirven como datos de entrada para los cálculos y los resultados de los mismos que solicitan el resto de módulos.

Si la conexión se realiza exitosamente el programa solicita a la base de datos que le devuelva todas las variables referentes al subsistema de potencia, solicitud que se realiza según viene esquematizado en la *Figura 7.7.* comenzando el diagrama de flujo a través de la entrada “Import”.

Todo este proceso genera una serie de datos que son guardados en el archivo “Inputs”. Estos datos incluyen, no sólo el valor de la variable, sino también el nombre de la variable, su tipo (entrada o salida), la “Issue”, la versión y las unidades.

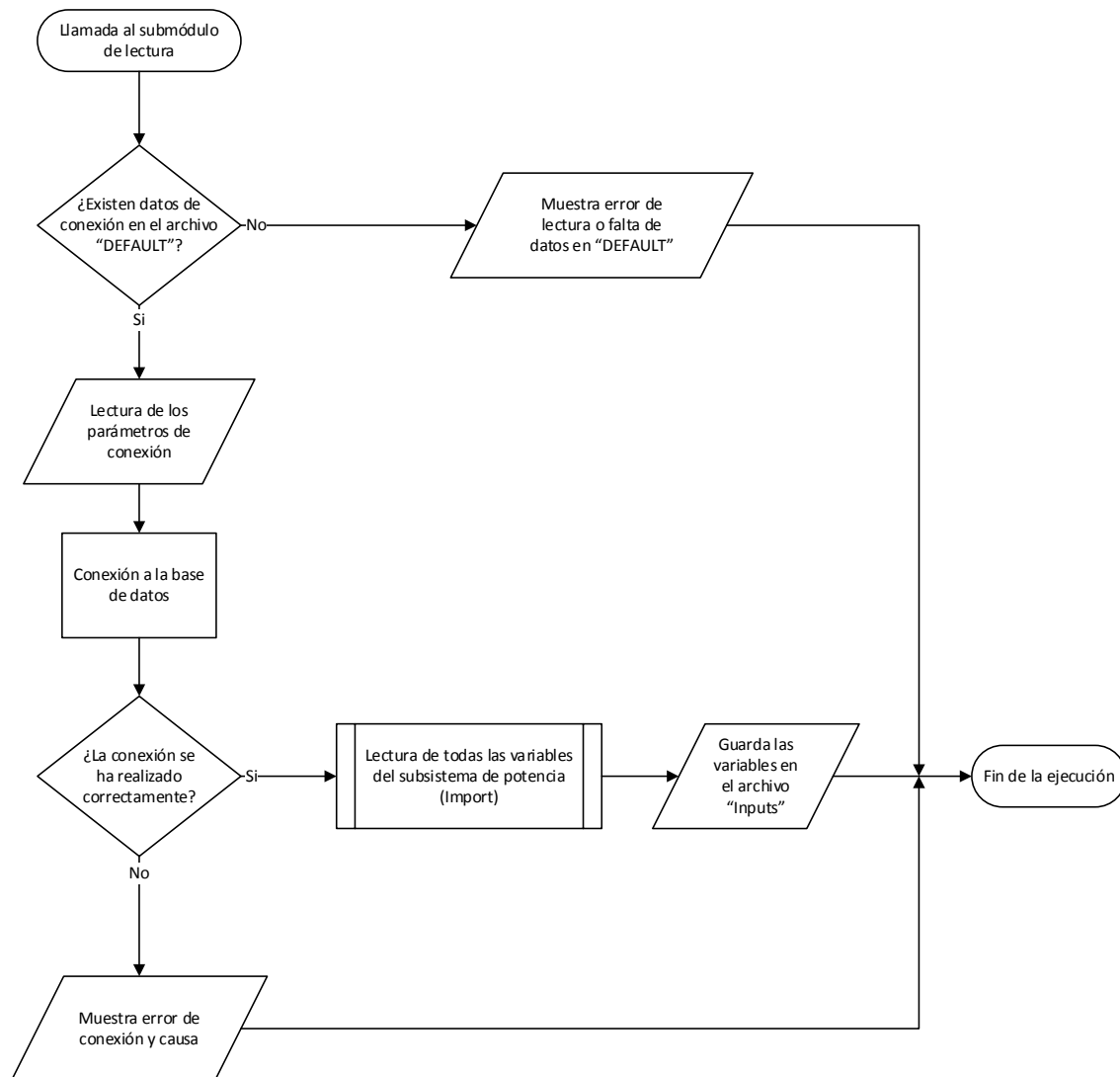


Figura 7.5. Diagrama de flujo del Submódulo de Lectura de la Base de Datos.

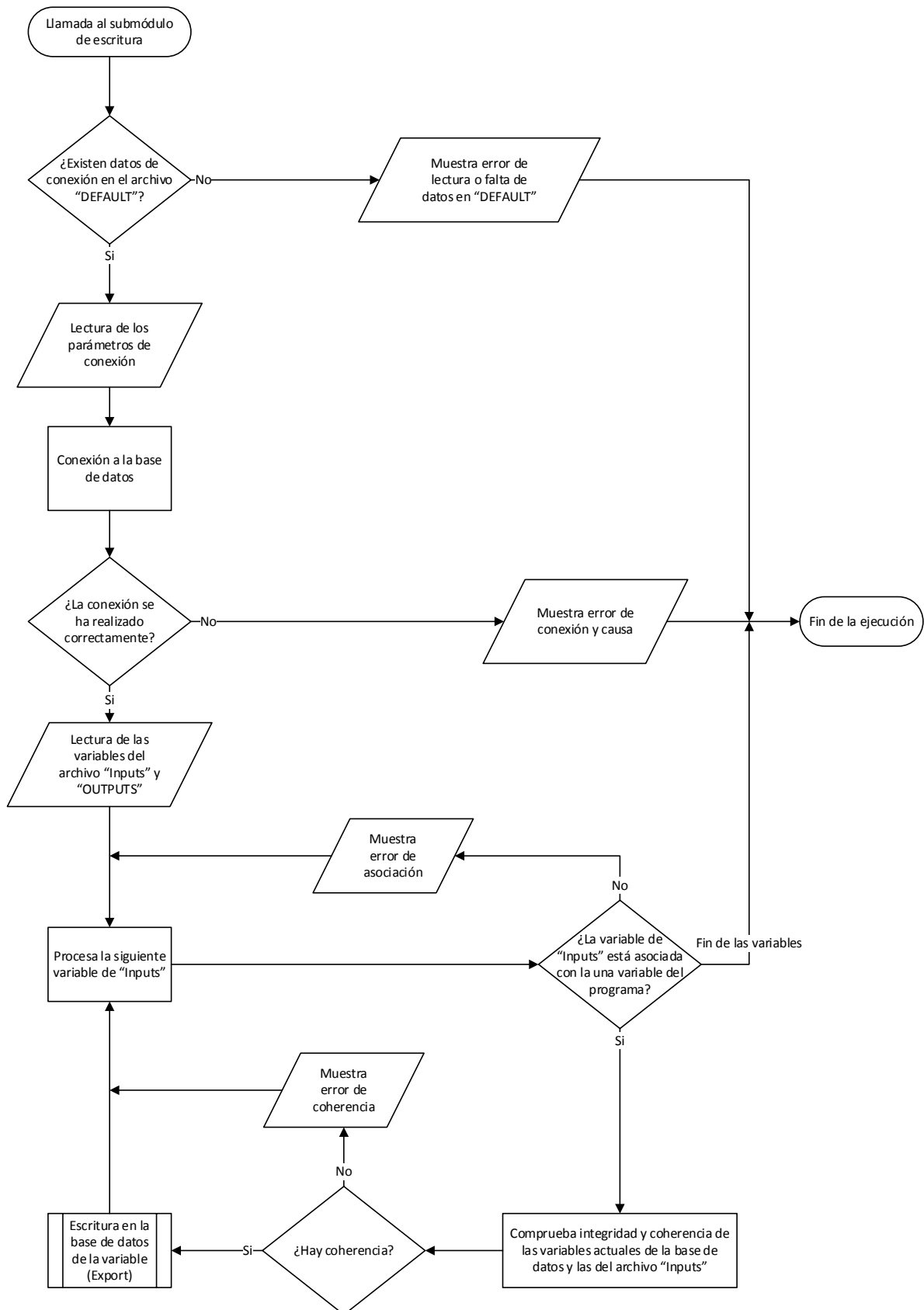


Figura 7.6. Diagrama de flujo del Submódulo de Escritura de la Base de Datos.

El proceso de escritura en la base de datos, en cambio, aunque tiene una gran similitud con la lectura, presenta una serie de particularidades, que se explican a continuación, para garantizar la coherencia y la compatibilidad de los datos que conforman la base de datos. Todo el proceso está esquematizado en el diagrama de flujo de la *Figura 7.6*.

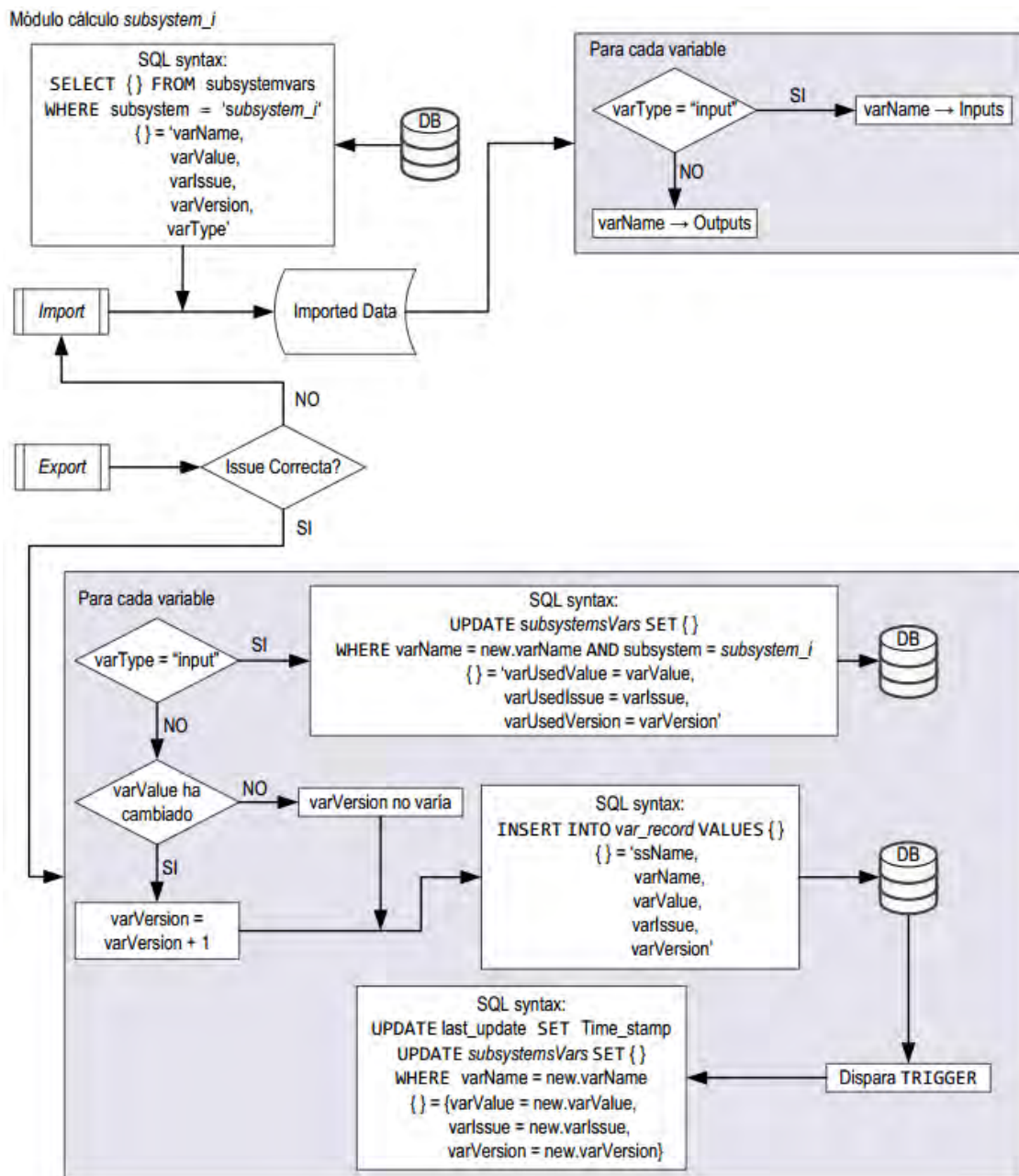


Figura 7.7. Diagrama de flujo de funcionamiento de la Base de Datos de [1].

Cuando se realiza la llamada al Submódulo de Escritura lo primero que se lleva a cabo es una conexión a la base de datos a partir de los parámetros de conexión del archivo "DEFAULT". Si no se puede realizar la conexión el programa termina su ejecución y muestra el error que se ha producido.

Si la conexión se realiza correctamente el programa, entonces, comienza con la lectura de las variables de entrada y de salida solicitadas guardadas en el archivo "Inputs" y de los datos calculados recogidos en el archivo "OUTPUTS".

Una vez obtenidos los datos de las variables se comprueba para cada variable de la base de datos (del archivo "Inputs") si está asociada a una variable del propio Módulo de Cálculo (variables del archivo "OUTPUTS"). Si esto no ocurre, el programa muestra un mensaje de error y salta a procesar una nueva variable de "Inputs".

Por el contrario, si la asociación es correcta el programa comprueba entonces si el valor obtenido de los cálculos está actualizado, es decir, si los datos de la base de datos usados para generar los valores del archivo "OUTPUTS" se corresponden con los que se encuentran en ese momento guardados en la base de datos. Si esto no es así, entonces se muestra un mensaje de error y no se lleva a cabo la escritura de la variable en la base de datos.

Solamente cuando la asociación y la coherencia de los datos son correctas el programa se dispone a guardar los cálculos solicitados en la base de datos. Para ello se realiza una solicitud de escritura en la base de datos, esquematizada en el diagrama de flujo de la *Figura 7.7*, comenzando a través de la entrada "Export".

7.3.3. Interfaz Gráfica

La Interfaz Gráfica es un desarrollo posterior al Programa Principal del Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica y se puede considerar como una "capa" añadida sobre éste para facilitar la interacción entre el Módulo y el usuario.

El Módulo de Cálculo ha sido pensado para trabajar mediante la Interfaz Gráfica, que aporta características únicas que no son realizadas por el Programa Principal, no obstante, ya que la Interfaz no es multiplataforma y sólo es posible utilizarla en entornos Windows, la posibilidad de manejar manualmente el Programa Principal también se contempla y está completamente explicada en el manual del Módulo adjunto en el Anexo I.



Figura 7.8. Algunas ventanas de la Interfaz Gráfica.

7.4. Posible Desarrollo Posterior

El Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica tiene implementados los modelos y ecuaciones explicadas a lo largo del Capítulo 6, sin embargo, estos no son la única solución posible para llevar cabo el dimensionado del subsistema de potencia. Por esta razón en el desarrollo del Módulo se ha buscado conseguir flexibilidad a la hora de permitir agregar nuevas ecuaciones que complementen a las que ya están implementadas, aportando nueva información o sustituyéndolas en función del valor de otros parámetros.

De este modo para añadir una ecuación adicional únicamente será necesario escribir su fórmula¹ en la zona de código del Programa Principal dedicado a ello y añadir al archivo “Variables” las nuevas variables utilizadas para que se tengan en cuenta.

La adición de una ecuación sustituyente o condicionada se realizará del mismo modo pero con la precaución de introducir la condición de uso correctamente y situarla, respecto al resto de ecuaciones, en el lugar adecuado.

¹ La fórmula a introducir deberá respetar el modelo utilizado de ecuaciones ($a = b \cdot c$ o $a = b \pm c$) descrito en el apartado 7.3.1. para permitir un diseño independiente de los datos de entrada.

Al final, la necesidad de nuevas ecuaciones dependerá del modelo que se cree en la base de datos o los modelos del resto de subsistemas, cuyo desarrollo posterior puede requerir la actualización de otros módulos para mantener la correlación.

Otra posible vía de desarrollo consiste en implementar la conexión del Módulo de Cálculo con otros programas comerciales especializados, que permitan realizar cálculos complejos, o el acceso a bases de datos de componentes comerciales.

La última posibilidad de desarrollo identificada consistirá en añadir funcionalidades de simulación de actuaciones del sistema de potencia. El trabajo realizado permite realizar un diseño de dimensionado mediante la selección y caracterización de los componentes del subsistema. El siguiente paso será a partir de estos componentes simular su comportamiento durante la misión, implementando para ello un submódulo independiente, o mediante la conexión con algún software ya existente que permita esta funcionalidad.

7.5. Bibliografía

- [1] Ignacio Torralbo y Germán Rico. Presentación “Concurrent Design Application”.
- [2] M. Bandecchi, B. Melton, B.Gardini y F.Ongaro. The ESA/ESTEC Concurrent Design Facility.

Capítulo 8

Casos de Aplicación

8.1. Introducción

Este capítulo tiene como objetivo mostrar las características más destacadas del Módulo de Potencia utilizando diversos ejemplos de posibles casos reales de aplicación, aunque es posible plantear cualquier otro. De este modo se enseña de forma práctica la utilidad de todo lo que se ha expuesto a lo largo del presente trabajo, pues todo lo que se ha explicado tiene como finalidad última la creación del software que se emplea en el diseño de estos ejemplos.

Por otro lado, no se pretende ofrecer una completa guía de todas las funciones del Módulo de Potencia, pues para eso ya se dispone del manual del mismo, adjunto en el Anexo II.

8.2. Caso 1

En este primer caso se introduce por primera vez al uso a nivel de usuario del Módulo de Potencia. Se plantea por ello un diseño tradicional directo, en los que son conocidos, o por lo menos se han estimado aproximadamente, los requisitos de potencia que solicitarán las cargas y el resto de subsistemas. Además tanto la órbita como la duración de la misión serán también variables de conocidas. De modo que con este diseño se puede comprobar rápidamente las principales características y posibilidades del Módulo de Potencia.

8.2.1. Enunciado

Se conoce la órbita del satélite, pues es un requisito para el cumplimiento de los objetivos de comunicación de la misión. El módulo de diseño de órbitas es el encargado, entonces, de proporcionar los periodos de eclipse e iluminación, necesarios para dimensionar los paneles solares. La órbita es LEO, circular, de aproximadamente 700 km de altitud, heliosíncrona

mediodía/medianoche y casi polar. A partir de estos datos el módulo de orbita proporcionará de forma aproximada un periodo de 98 minutos y un tiempo en eclipse de 35 minutos.

Un primer análisis de las antenas e instrumentos que deben ir a bordo del satélite, junto con el consumo de la carga de pago y el de algunos subsistemas como los componentes activos del control de actitud, estiman unas necesidades de potencia del satélite del orden de 300W tanto en eclipse, como mientras está iluminado.

La duración de la misión se fija inicialmente en 2 años, y como condición adicional se busca un diseño en el que prime el ahorro de costes en los componentes del subsistema de potencia.

8.2.2. Diseño

Estos serán datos de entrada para el módulo que estén guardados en la base de datos, de modo que las variables que entrarán finalmente en el módulo (inputs) serán:

$$EclipsePower = 300 \text{ W} \quad (8.3)$$

$$DaylightPower = 300 \text{ W} \quad (8.4)$$

$$OrbitPeriod = 98 \text{ min} \quad (8.5)$$

$$EclipsePeriod = 35 \text{ min} \quad (8.6)$$

$$MissionLife = 2 \text{ years} \quad (8.7)$$

Estos datos deberán asociarse con sus correspondientes variables en el Módulo de Potencia, adaptando, cuando sea necesario, las unidades. Todo este proceso está descrito en el Manual del Programa, adjunto en el Anexo I. Una vez que se han obtenido los datos, y concluido el proceso de asociación de variables, la pestaña de trabajo “*Input Data*” deberá presentar el aspecto de la *Figura 8.1*.

Used	Input Variable	Value	Units	Issue	Version	Association	Program units	Units Match	ScaleFactor
<input checked="" type="checkbox"/>	EclipsePower	300	W	0	0	Pe	W	Yes	
<input checked="" type="checkbox"/>	DaylightPower	300	W	0	0	Pd	W	Yes	
<input checked="" type="checkbox"/>	OrbitPeriod	98	min	0	0	T	s	Yes	60
<input checked="" type="checkbox"/>	EclipsePeriod	35	min	0	0	Te	s	Yes	60
<input checked="" type="checkbox"/>	MissionLife	2	Years	0	0	Life	Months	Yes	12

■ Correct
 ■ Check association
 ■ Don't match / Undefined

Obtain data

Figura 8.1. Pestaña de trabajo *Input Data* para el Caso 1.

En el siguiente paso el ingeniero de potencia deberá fijar variables propias al diseño general del subsistema de potencia. Estas serán la fuente de potencia primaria, que serán paneles solares, la arquitectura del sistema de control de la misma, que se establece en DET (*“Direct Energy Transfer”*), y por último el voltaje del Bus, que se fija en un valor medio de 50 voltios, acorde con la potencia media que se le solicita al subsistema. Todos estos parámetros se fijan en la pestaña de trabajo *“General Parameters”*, quedando tal como se muestra en la *Figura 8.2*. También se establece en esta pestaña el objetivo de la misión, aunque es un dato únicamente requerido para realizar un diseño estadístico, que en este caso únicamente aportaría estimaciones referentes a las masas totales del satélite y el subsistema de potencia completo.

Seleccionados los parámetros generales, se debe elegir ahora los parámetros referentes a la disposición del panel solar y a las células fotovoltaicas que lo compondrán. Los paneles que se usarán serán desplegables, mientras que las células elegidas serán de silicio, pues como se ha dicho en el enunciado de la misión, se busca un diseño de bajo coste. Estos parámetros se seleccionan en la pestaña *“Solar array parameters”*, que deberá quedar como aparece en la *Figura 8.3*.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Power characteristics - Bus regulation

☒ DET ☐ PPT ☐ Other

Transmission Efficiency

Daylight: 0.85 Eclipse: 0.65

Bus Voltage

☐ 28 V ☒ 50 V ☐ 70 V ☐ 100 V ☐ Other V

Mission

☒ Communication ☐ Navigation ☐ Remot Sensing ☐ Other

Power Source

☒ Photovoltaic Solar Cells ☐ Other

☐ Fixed database input ☐ Manual Input Selected

Figura 8.2. Pestaña de trabajo de *General Parameters* del Caso 1.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Cell type

☒ Silicon ☐ High efficiency Silicon ☐ Single-junction GaAs ☐ Dual Junction III-V ☐ Triple-junction III-V ☐ Other

Parameter	Value	Unit
Efficiency	13.5	%
Power Area Density	182.3	W/m ²
Performance degradation per year	3.75	Degrad/year
Cost	20	\$K/Kg
Cell Nominal Voltage	0.5	V
Cell Nominal Current	94	mA
Solar Array Power Density	25	Kg/m ²
Inherent degradation	77	%

Solar array disposition

☒ Deployable Flat Panel ☐ Cylindrical Body-Mounted ☐ Cubic Body-Mounted

☐ Fixed database input ☐ Manual Input Selected

Figura 8.3. Pestaña de trabajo *Solar array parameters* del Caso 1.

El último sistema a seleccionar es el encargado de almacenar la energía para los periodos de eclipse, es decir, las baterías. La selección de las mismas y sus parámetros se realizan en la pestaña de trabajo “*Battery (Secondary PS)*”. La *Figura 8.4.* muestra la selección que realiza el ingeniero de potencia, explicada a continuación.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS **Battery (Secondary PS)** Manual Inputs Calculations Outputs

Number of batteries

Non-Redundant 2 Redundant 1

Battery type

☐ Nickel-Hydrogen (Ni-H₂)

☒ Nickel-Cadmium (Ni-Cd)

☐ Lithium-ion (Li-ion)

☐ Other

Parameter	Value	Unit
Specific Energy Density	27	W.hr/Kg
Typical range	25 - 30	
Specific Density	100	W.hr/L
Typical range	~ 100	
Cost		\$/W.hr

Fixed database input Manual Input Selected

Figura 8.4. Pestaña de trabajo *Battery (Secondary PS)* del Caso 1.

Por las características de requerimientos de potencia el ingeniero decide seleccionar una configuración de tres baterías, una de las cuales será redundante a las otras dos para prevenir un posible fallo de las mismas.

El tipo de batería seleccionado será de Ni-Cd, que aunque ofrece peores características que sus equivalentes de Ni-H₂ o Li-ion, es la de menor coste (requisito impuesto en el enunciado) y es factible su utilización por la corta duración de la misión.

Como se trata de un diseño preliminar y se desconoce el tipo de batería en concreto, los parámetros de energía específica y densidad energética se dejarán con sus valores predeterminados y no se definirá el coste específico.

Con todas las variables de entrada definidas, para dimensionar el subsistema de potencia solo queda ir a la pestaña de trabajo “*Calculations*” y hacer clic en el botón “*Power Calculations*” (Figura 8.5.).

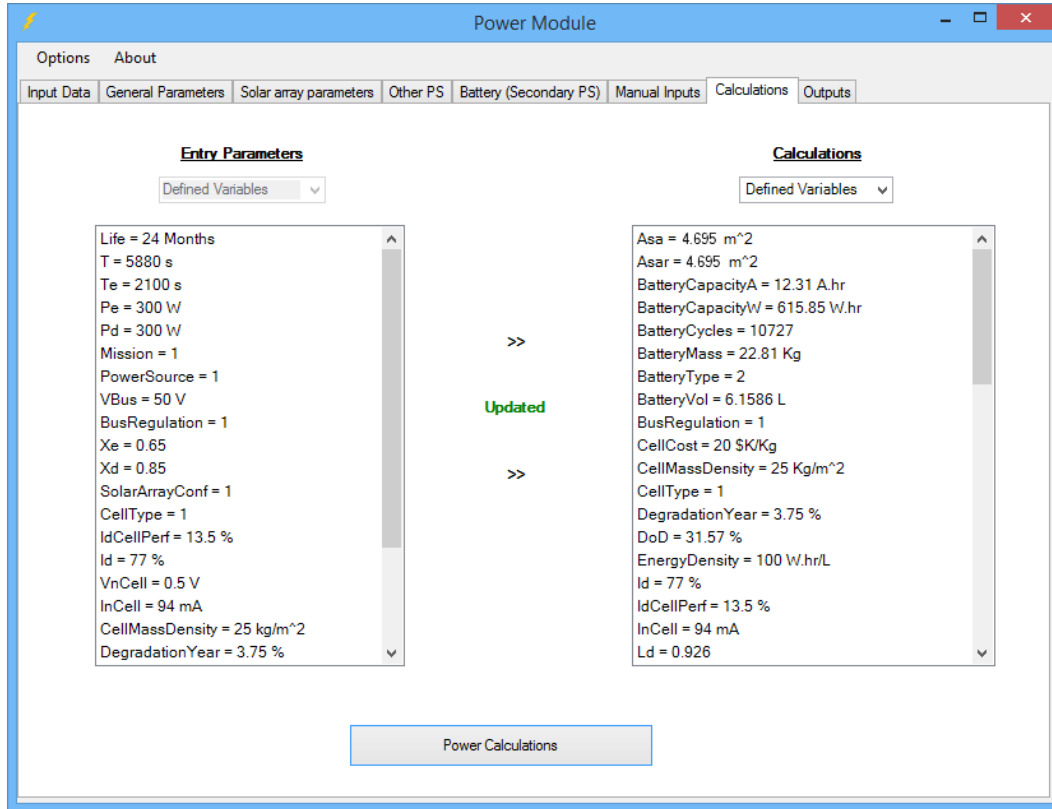


Figura 8.5. Pestaña de trabajo *Calculations* del Caso 1.

Para los datos de entrada definidos en este caso algunas de las variables más importantes del subsistema de potencia (parte de las cuales ya se muestran en el cuadro de la derecha de la Figura 8.5.) serán:

$$RealSolarArrayArea = 4.695 \text{ m}^2 \quad (8.8)$$

$$SolarArrayPower = EndOfLifePower = 609.351 \text{ W} \quad (8.9)$$

$$BeginingOfLifePower = 657.758 \text{ W} \quad (8.10)$$

$$\text{MaxPowerDissipation} = 48.59 \text{ W} \quad (8.11)$$

$$\text{SolarArrayMass} = 26.310 \text{ Kg} \quad (8.12)$$

$$\text{SolarArrayCost} = 0.52621 \text{ M\$} \quad (8.13)$$

$$\text{BatteryCycles} = 10727 \quad (8.14)$$

$$\text{DoD} = 31.57 \% \quad (8.15)$$

$$\text{BatteriesCapacity} = 615.846 \text{ W} \cdot \text{hr} \quad (8.16)$$

$$\text{TotalBatteryMass} = 34.214 \text{ Kg} \quad (8.17)$$

Además de estas variables, cuando se permite el aporte de información adicional basada en datos estadísticos¹ se podrá obtener una estimación primera de la masa total del satélite y la masa total de los componentes del subsistema de potencia.

$$\text{SatelliteTotalMass} = 614.148 \text{ Kg} \quad (8.18)$$

$$\text{TotalPowerSubsystemMass} = 159.764 \text{ Kg} \quad (8.19)$$

Estos datos permiten, además, si se toman como válidos y producen resultados coherentes, estimar la masa del resto del subsistema de potencia, es decir, del sistema de distribución y cableado (*Distribution Harness*) y del resto, formado por transformadores y reguladores del sistema de control.

¹ Este modelo es el descrito en el “Capítulo 6.7. Diseño estadístico”, aplicado en orden inverso.

$$DistributionHarnessMass = 27.96 \text{ Kg} \quad (8.20)$$

$$PowerControlMass = 71.28 \text{ Kg} \quad (8.21)$$

Para concluir el ciclo de diseño queda guardar todos los valores calculados, que han sido solicitados, en la base de datos. Este proceso se realiza a través de la pestaña de trabajo “Outputs”, y su explicación está detallada en el manual del Anexo II, pero se puede resumir básicamente en asociar las variables con las del programa, al igual que se había hecho con las de entrada y pulsar el botón “Update MySQL” para actualizar la base de datos. En el momento de actualizar la ventana debería ser la misma que la mostrada en la *Figura 8.6*.

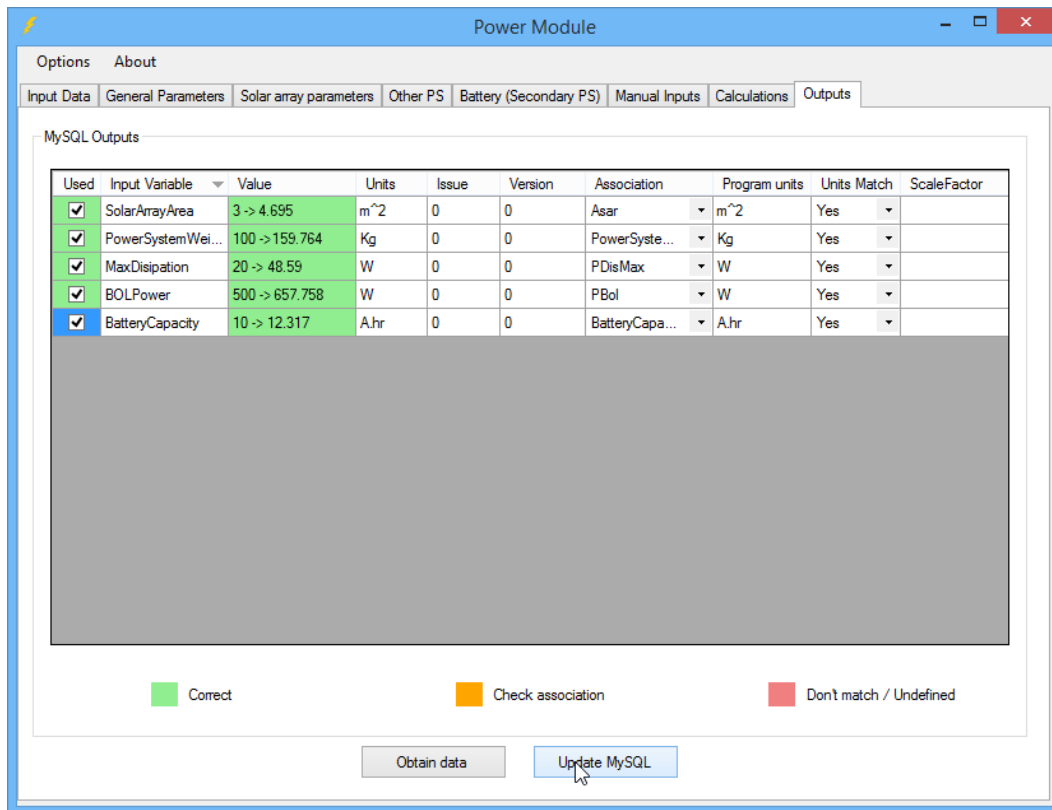


Figura 8.6. Pestaña de trabajo *Outputs* del Caso 1.

8.3. Caso 2

El estudio que se va a realizar en este caso permite comprobar las ventajas de utilizar una metodología concurrente cuando se requiere un rediseño parcial o total en los parámetros de la misión. También sirve para ver la flexibilidad que ofrece el Módulo de Potencia a la hora de aceptar diferentes parámetros de entrada. El estudio de este caso se va a basar en el realizado anteriormente, pero suponiendo que ciertos requisitos de la misión han cambiado.

8.3.1. Enunciado

A la vista de las buenas perspectivas que ofrece el diseño del Caso 1 y para evitar la necesidad de llevar a cabo una nueva misión una vez terminada su vida útil, se decide ampliar la duración de la misión. Se establece como nuevo objetivo una duración mayor de la misión, que se establece, en un principio, en 6 años para ver el comportamiento del diseño ya establecido. Se aumenta, además, el presupuesto de la misión, por lo que el ahorro en costes deja de ser una prioridad. El resto de parámetros y requisitos se mantienen igual.

8.3.2. Diseño

El diseño que se realiza en un primer momento es exactamente el mismo que el del primer caso, sin embargo, la variable que determina la duración de la misión (*MissionLife*) será ahora de 6 años. Este cambio está marcado en la *Figura 8.7*.

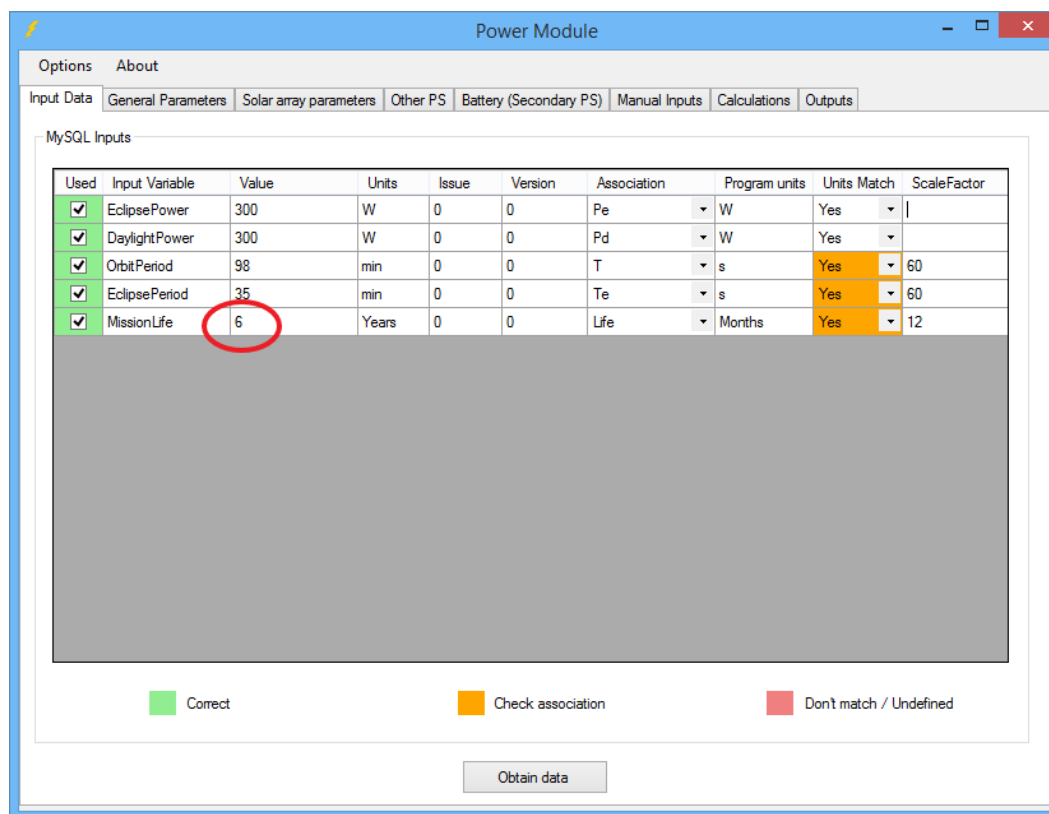


Figura 8.7. Pestaña de trabajo Input Data para el primer diseño del Caso 2.

Utilizar este nuevo parámetro da como resultado nuevos datos, que se recogen y analizan a continuación:

$$BeginningOfLifePower = 766.414 \text{ W} \quad (8.22)$$

$$MaxPowerDissipation = 157.662 \text{ W} \quad (8.23)$$

$$BatteryCycles = 32180 \quad (8.24)$$

$$DoD = 17.844 \% \quad (8.25)$$

$$BatteriesCapacity = 1089.678 \text{ W} \cdot \text{hr} \quad (8.26)$$

$$TotalBatteryMass = 60.537 \text{ Kg} \quad (8.27)$$

A partir de estos cálculos se comprueba que los nuevos parámetros hacen inviable la misión tal como está planteada, principalmente por dos razones. En primer lugar por la degradación de los paneles solares. La larga duración de la misión obliga a sobredimensionar los paneles para cumplir los requisitos de potencia de las cargas al final de la vida de la misión (EOL) lo genera un exceso de potencia al inicio de la misión (BOL) que debe ser disipado por el subsistema térmico. Sin embargo, para el caso que se ha planteado, el subsistema térmico es incapaz de hacer frente a un exceso tan grande, que es más de tres veces superior al del Caso 1.

En segundo lugar se encuentra la batería. El aumento de duración de la misión también aumenta los ciclos a los que se ve sometida, lo que obliga a utilizar profundidades de descarga (DoD) más pequeñas. Lo que genera a su vez la obligación de utilizar baterías más grandes y que, de nuevo, para el caso que se ha planteado, no podrán ser refrigeradas adecuadamente por el subsistema de potencia. Además las baterías utilizadas son de Ni-Cd, que sufren el llamado “efecto memoria”, lo que obligaría a reacondicionarlas durante la misión para evitar la pérdida de capacidad por el alto número de ciclos a bajos DoD.

Debido a estas razones se decide replantear el diseño, manteniendo los objetivos iniciales del enunciado:

- Se rediseña el subsistema térmico, lo que permite aumentar la capacidad para disipar la potencia a 100 W, no obstante sigue siendo menor de la requerida.
- Se utilizan nuevas células solares de arseniuro de galio de unión simple (*Single-Junction GaAs*), con una degradación anual estimada en el 2%.
- Se cambia el tipo de batería de Ni-Cd, por baterías de ion-litio (Li-ion) para conseguir menores pesos y tamaños, y evitar el “efecto memoria”.

Este nuevo planteamiento se realizará de tal forma que la duración de la misión ya no será un parámetro de entrada, sino que será la variable a calcular. El objetivo, como se ha expuesto en el enunciado, será conseguir una duración elevada para la misión y que será calculada a partir de los parámetros que se acaban de plantear.

El parámetro de duración de la misión deberá ser sustituido por otra condición si se quiere hallar su valor. Esta será la que se ha expuesto en el primer punto del párrafo anterior, es decir, la disipación máxima que es capaz de soportar el subsistema térmico será el parámetro fijo.

Estas nuevas condiciones se introducen en el Módulo de Potencia tal como se muestra en las Figuras 8.8. – 8.11.

Used	Input Variable	Value	Units	Issue	Version	Association	Program units	Units Match	ScaleFactor
<input checked="" type="checkbox"/>	EclipsePower	300	W	0	0	Pe	W	Yes	
<input checked="" type="checkbox"/>	DaylightPower	300	W	0	0	Pd	W	Yes	
<input checked="" type="checkbox"/>	OrbitPeriod	98	min	0	0	T	s	Yes	60
<input checked="" type="checkbox"/>	EclipsePeriod	35	min	0	0	Te	s	Yes	60
<input checked="" type="checkbox"/>	PDisMax	100	W	0	0	PDisMax	W	Yes	

■ Correct
 ■ Check association
 ■ Don't match / Undefined

Obtain data

Figura 8.8. Pestaña de trabajo *Input Data* para el segundo diseño del Caso 2.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Power characteristics - Bus regulation

☒ DET ☐ PPT ☐ Other

Transmission Efficiency

Daylight: 0.85 Eclipse: 0.65

Bus Voltage

☐ 28 V ☒ 50 V ☐ 70 V ☐ 100 V ☐ Other V

Mission

☒ Communication ☐ Navigation ☐ Remot Sensing ☐ Other

Power Source

☒ Photovoltaic Solar Cells ☐ Other

☐ Fixed database input ☐ Manual Input Selected

Figura 8.9. Pestaña de trabajo *General Parameters* del Caso 2 (Igual que la del Caso 1).

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Cell type

☐ Silicon ☐ High efficiency Silicon ☒ Single-junction GaAs ☐ Dual Junction III-V ☐ Triple-junction III-V ☐ Other

Parameter	Value	Unit
Efficiency	19	%
Power Area Density	275	W/m ²
Performance degradation per year	2	Degrad/year
Cost	120	\$/Kg
Cell Nominal Voltage	0.95	V
Cell Nominal Current	98	mA
Solar Array Power Density	35	Kg/m ²
Inherent degradation	77	%

Solar array disposition

☒ Deployable Flat Panel ☐ Cylindrical Body-Mounted ☐ Cubic Body-Mounted

☐ Fixed database input ☐ Manual Input Selected

Figura 8.10. Pestaña de trabajo *Solar array parameters* del Caso 2.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS **Battery (Secondary PS)** Manual Inputs Calculations Outputs

Number of batteries

Non-Redundant Redundant

Battery type

☐ Nickel-Hydrogen (Ni-H₂)

☐ Nickel-Cadmium (Ni-Cd)

☒ Lithium-ion (Li-ion)

☐ Other

Parameter	Value	Unit
Specific Energy Density	85	W.hr/Kg
Typical range	70 - 110	
Specific Density	250	W.hr/L
Typical range	> 250	
Cost		\$/W.hr

Fixed database input Manual Input Selected

Figura 8.11. Pestaña de trabajo *Battery (Secondary PS)* del Caso 2.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS **Battery (Secondary PS)** Manual Inputs **Calculations** Outputs

Entry Parameters

Defined Variables

T = 5880 s
 Te = 2100 s
 Pe = 300 W
 Pd = 300 W
 Mission = 1
 PowerSource = 1
 VBus = 50 V
 BusRegulation = 1
 Xe = 0.65
 Xd = 0.85
 SolarArrayConf = 1
 CellType = 3
 IdCellPerf = 19 %
 Id = 77 %
 VnCell = 0.9 V
 InCell = 98 mA
 CellMassDensity = 31 W/Kg
 DegradationYear = 2 %
 CellCost = 120 \$/Kg

Calculations

Defined Variables

Asa = 3.595 m²
 Asar = 3.595 m²
 BatteryCapacityA = 12.41 A.hr
 BatteryCapacityW = 620.847 W.hr
 BatteryCycles = 40198
 BatteryMass = 7.307 Kg
 BatteryType = 3
 BatteryVol = 2.483 L
 BusRegulation = 1
 CellCost = 120 \$/Kg
 CellMassDensity = 31 Kg/m³
 CellType = 3
 DegradationYear = 2 %
 DoD = 31.32 %
 EnergyDensity = 250 W.hr/L
 Id = 77 %
 IdCellPerf = 19 %
 InCell = 98 mA
 Ld = 0.859

Updated

Power Calculations

Figura 8.12. Pestaña de trabajo *Calculations* del Caso 2.

Finalmente los nuevos cálculos se realizarán otra vez mediante la pestaña de trabajo *Calculations* mostrada en la *Figura 8.12*. Los valores para los parámetros más relevantes serán ahora:

$$RealSolarArrayArea = 3.5954 \text{ m}^2 \quad (8.28)$$

$$SolarArrayPower = EndOfLifePower = 609.351 \text{ W} \quad (8.29)$$

$$BeginingOfLifePower = 708.971 \text{ W} \quad (8.30)$$

$$MaxPowerDissipation = 100 \text{ W} \quad (8.31)$$

$$SolarArrayMass = 22.87 \text{ Kg} \quad (8.32)$$

$$SolarArrayCost = 2.744 \text{ M\$} \quad (8.33)$$

$$BatteryCycles = 40198 \quad (8.34)$$

$$DoD = 31.32 \% \quad (8.35)$$

$$BatteriesCapacity = 620.847 \text{ W} \cdot \text{hr} \quad (8.36)$$

$$TotalBatteryMass = 10.96 \text{ Kg} \quad (8.37)$$

$$MissionLife = 7.5 \text{ years} \quad (8.38)$$

Como se puede apreciar en el cálculo (8.29), la disipación máxima se ha mantenido, pues era un parámetro de entrada fijado. Fijándose en el resto de parámetros se puede comprobar

cómo se cumplen los objetivos que se habían marcado inicialmente. Se ha superado el mínimo de duración de la misión de 6 años que se había establecido inicialmente. Además se ha reducido el peso de la batería, al necesitarse menos capacidad (y tener una densidad energética mayor), y el peso del panel, ya que con las nuevas células fotovoltaicas es necesaria un área más pequeña. No obstante todas estas mejoras han sido posibles gracias a un incremento significativo en el coste, que en el caso del panel solar pasa de aproximadamente medio millón de dólares a casi tres millones.

El paso final es guardar los cálculos solicitados en la base de datos tal como se ha realizado en el Caso 1, por lo que no se explicará nuevamente.

8.4. Caso 3

En este caso se busca conocer la capacidad del subsistema de potencia cuando su diseño se encuentra limitado por otros parámetros, concretamente en el tamaño y la disposición de los paneles solares.

8.4.1. Enunciado

Se busca estudiar la viabilidad de cierta misión, en concreto se desea conocer si el subsistema de generación de energía eléctrica será capaz de alcanzar los requisitos de potencia de la carga de pago.

El diseño del satélite además se encuentra limitado por el tamaño del hueco en el lanzador, de modo que la estructura deberá ser un cubo de 1 metro de lado. Además resulta inviable instalar paneles solares desplegables, por lo que deberán ser montados en la estructura, teniendo finalmente un máximo de 4 m² disponibles para generar potencia. Tampoco se utilizará ningún sistema de control de actitud para orientar los paneles en la normal al sol, por lo que el ángulo de incidencia se moverá en el rango de -23.5° a +23.5° debido a la inclinación del plano de la eclíptica.

La duración de la misión se establece en 1 año.

8.4.2. Diseño

Los datos del enunciado se traducen en las siguientes variables de entrada para el Módulo de Potencia desde la base de datos:

$$TotalPanelArea = 4 \text{ m}^2 \quad (8.39)$$

$$SolarArrayDisposition = \text{Cubic Body} - \text{Mounted} \quad (8.40)$$

$$SunAngleWorstCase = 23.5 \text{ deg} \quad (8.41)$$

$$MissionLife = 1 \text{ year} \quad (8.42)$$

Con estas variables la pestaña de trabajo *Input Data* queda como aparece en la Figura 8.13.

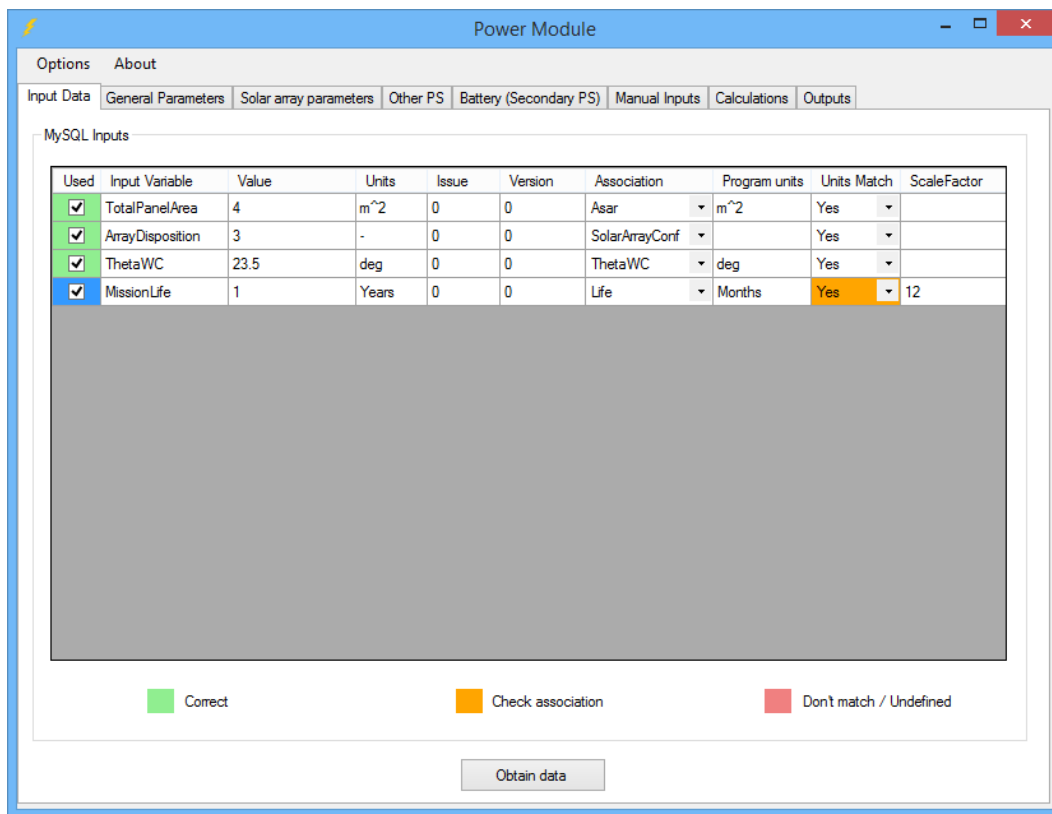


Figura 8.13. Pestaña de trabajo *Input Data* para el Caso 3.

También se seleccionan los diferentes componentes que compondrán el subsistema de acuerdo con los datos mostrados en las Figuras 8.14.-8.16.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Power characteristics - Bus regulation

☒ DET ☐ PPT ☐ Other

Transmission Efficiency

Daylight: 0.85 Eclipse: 0.65

Bus Voltage

☒ 28 V ☐ 50 V ☐ 70 V ☐ 100 V ☐ Other V

Mission

☐ Communication ☐ Navigation ☐ Remot Sensing ☒ Other

Power Source

☒ Photovoltaic Solar Cells ☐ Other

☐ Fixed database input ☐ Manual Input Selected

Figura 8.14. Pestaña de trabajo *General Parameters* del Caso 3.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Cell type

☒ Silicon ☐ High efficiency Silicon ☐ Single-junction GaAs ☐ Dual Junction III-V ☐ Triple-junction III-V ☐ Other

Parameter	Value	Unit
Efficiency	13.5	%
Power Area Density	182.3	W/m ²
Performance degradation per year	3.75	Degrad/year
Cost	20	\$/Kg
Cell Nominal Voltage	0.5	V
Cell Nominal Current	94	mA
Solar Array Power Density	25	Kg/m ²
Inherent degradation	77	%

Solar array disposition

☐ Deployable Flat Panel ☐ Cylindrical Body-Mounted ☒ Cubic Body-Mounted

☐ Fixed database input ☐ Manual Input Selected

Figura 8.15. Pestaña de trabajo *Solar array parameters* del Caso 3.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Number of batteries

Non-Redundant 1 Redundant 0

Battery type

☒ Nickel-Hydrogen (Ni-H2)

☐ Nickel-Cadmium (Ni-Cd)

☐ Lithium-ion (Li-ion)

☐ Other

Parameter	Value	Unit
Specific Energy Density	45	W.hr/Kg
Typical range	35 - 57	
Specific Density	50	W.hr/L
Typical range	~ 50	
Cost		\$/W.hr

Fixed database input Manual Input Selected

Figura 8.16. Pestaña de trabajo *Battery (Secondary PS)* del Caso 3.

Power Module

Options About

Input Data General Parameters Solar array parameters Other PS Battery (Secondary PS) Manual Inputs Calculations Outputs

Entry Parameters

Defined Variables

Life = 12 Months

Mission = 0

PowerSource = 1

VBus = 28 V

BusRegulation = 1

Xe = 0.65

Xd = 0.85

SolarArrayConf = 3

ThetaWC = 23.5 deg

CellType = 1

IdCellPerf = 13.5 %

Id = 77 %

VnCell = 0.5 V

InCell = 94 mA

CellMassDensity = 25 kg/m²

DegradationYear = 3.75 %

CellCost = 20 \$/Kg

Asar = 4 m²

BatteryType = 1

Calculations

All Variables

Asa = 1 m²

Asar = 4 m²

BatteryCapacityA = --

BatteryCapacityW = --

BatteryCost = --

BatteryCycles = --

BatteryMass = --

BatterySpeceficCost = 0.9 \$/W.hr

BatteryType = 1

BatteryVol = --

BusRegulation = 1

CellCost = 20 \$/Kg

CellMassDensity = 25 Kg/m²

CellType = 1

DegradationYear = 3.75 %

DoD = --

EnergyDensity = 50 W.hr/L

Id = 77 %

IdCellPerf = 13.5 %

Updated

Power Calculations

Figura 8.17. Pestaña de trabajo *Calculations* del Caso 3.

La Figura 8.17. muestra los cálculos realizados por el Módulo de Potencia, donde se puede ver que muchos de los parámetros no están definidos ya que no se ha proporcionado información suficiente. Esto se resuelve más adelante, en este mismo caso, añadiendo nueva información. En este momento los parámetros más importantes que se encuentran definidos son:

$$SolarArrayPower = EndOfLifePower = 124.143 \text{ W} \quad (8.43)$$

$$BeginningOfLifePower = 128.98 \text{ W} \quad (8.44)$$

$$MaxPowerDissipation = 6.714 \text{ W} \quad (8.45)$$

$$SolarArrayMass = 20.637 \text{ Kg} \quad (8.46)$$

$$SolarArrayCost = 0.41273 \text{ M\$} \quad (8.47)$$

Si además de estos datos se introducen los parámetros de una órbita en concreto, por ejemplo una órbita heliosíncrona, polar, amanecer/atardecer, con suficiente altitud para que no existan eclipses, se puede calcular además el consumo de potencia que puede suministrar el satélite para el caso más favorable de que no existan eclipses en la órbita. El parámetro adicional será, por tanto:

$$EclipsePeriod = 0 \quad (8.48)$$

Obteniéndose con este nuevo dato el máximo consumo que podrá presentar la carga de pago junto con los componentes activos del resto de subsistemas.

$$DaylightPower = 105.521 \text{ W} \quad (8.49)$$

Por otro lado, el problema se puede plantear de forma diferente si en lugar de aportar datos respecto a la órbita, es decir, el dato (8.46), se proporciona el consumo de potencia de las cargas durante los periodos de iluminación y eclipse, supuesto compatible con el resto de parámetros, es decir inferior al obtenido en el dato (8.47). Así pues ahora se proporcionan los siguientes datos:

$$EclipsePower = DaylightPower = 80 \text{ W} \quad (8.50)$$

De esta manera se puede obtener, por ejemplo, la proporción máxima del total del periodo de la órbita que el satélite puede pasar en eclipse:

$$EclipsePeriod/DaylightPeriod = 0.244 \quad (8.51)$$

Además, si a ese último dato (8.48) se le añade algún otro que concrete la órbita, ya sea el periodo completo (8.50), o alguno de los periodos de eclipse o iluminación se podrían determinar los parámetros referentes a la batería:

$$Period = 100 \text{ min} \quad (8.52)$$

$$BatteryCycles = 5256 \quad (8.53)$$

$$DoD = 63.44 \% \quad (8.54)$$

$$BatteriesCapacity = 45.80 \text{ W} \cdot \text{hr} \quad (8.55)$$

$$TotalBatteryMass = 1.018 \text{ Kg} \quad (8.56)$$

8.5. Caso 4

Este caso sirve de ejemplo de muestra de la flexibilidad del Módulo de Potencia a la hora de proporcionar datos (esta vez de forma aproximada) utilizando el modelo estadístico expuesto en el Capítulo 6, en el que se puede partir de una muy pequeña cantidad de datos.

8.5.1. Enunciado

Se desea conocer de manera general los parámetros de diseño de un satélite con misión de observación terrestre, de forma que se pueda determinar la viabilidad de comenzar un estudio detallado de la misión y del vehículo. Además del objetivo general de la misión, se parte también del dato de masa del satélite de 120 kg, al ser este el peso máximo admitido en el hueco libre del lanzador que estaría previsto utilizar.

8.5.2. Diseño

Se comienza partiendo de los dos únicos datos disponibles expuestos en el enunciado, de modo que la pestaña Input Data quedará tras la asociación de variables tal como aparece en la *Figura 8.18*.

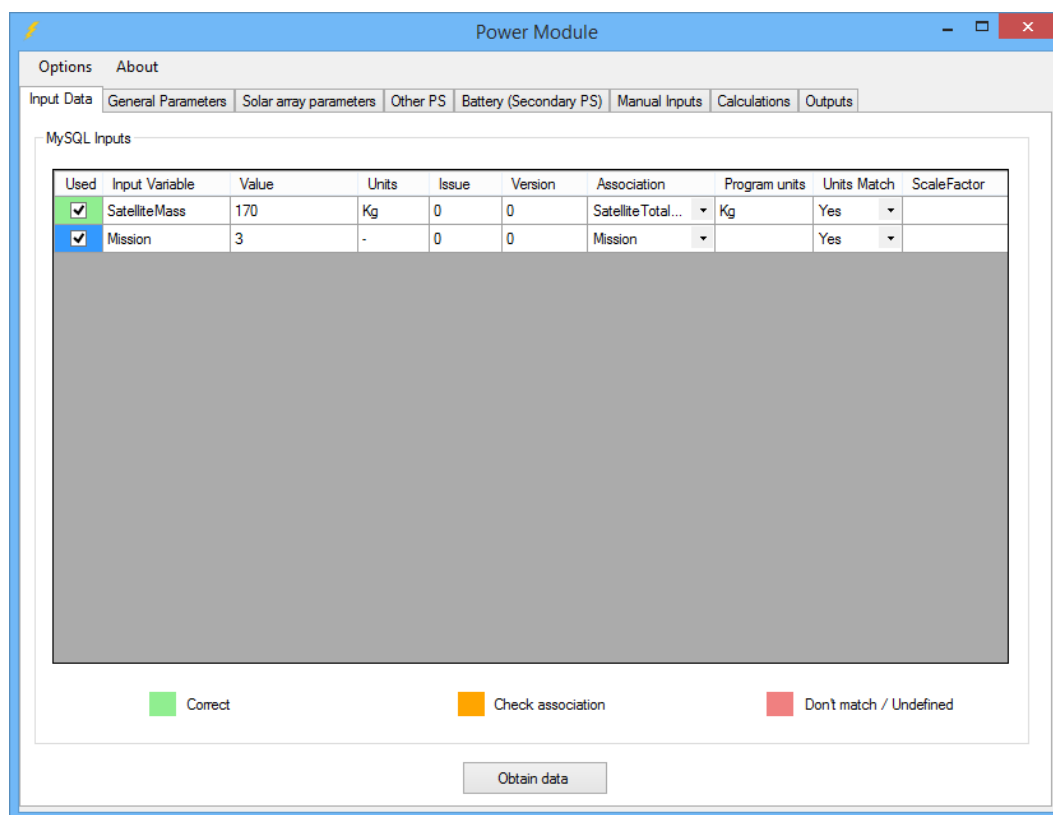


Figura 8.18. Pestaña de trabajo *Input Data* del Caso 4.

En este caso el Ingeniero de Potencia no va a realizar ninguna selección de los parámetros del subsistema de potencia, usando exclusivamente los valores recomendados por parte del modelo estadístico y los datos predeterminados que tiene almacenado el Módulo de Potencia para los casos en los que no sean proporcionados. De este modo la siguiente pestaña de trabajo será ya la referente a los cálculos.

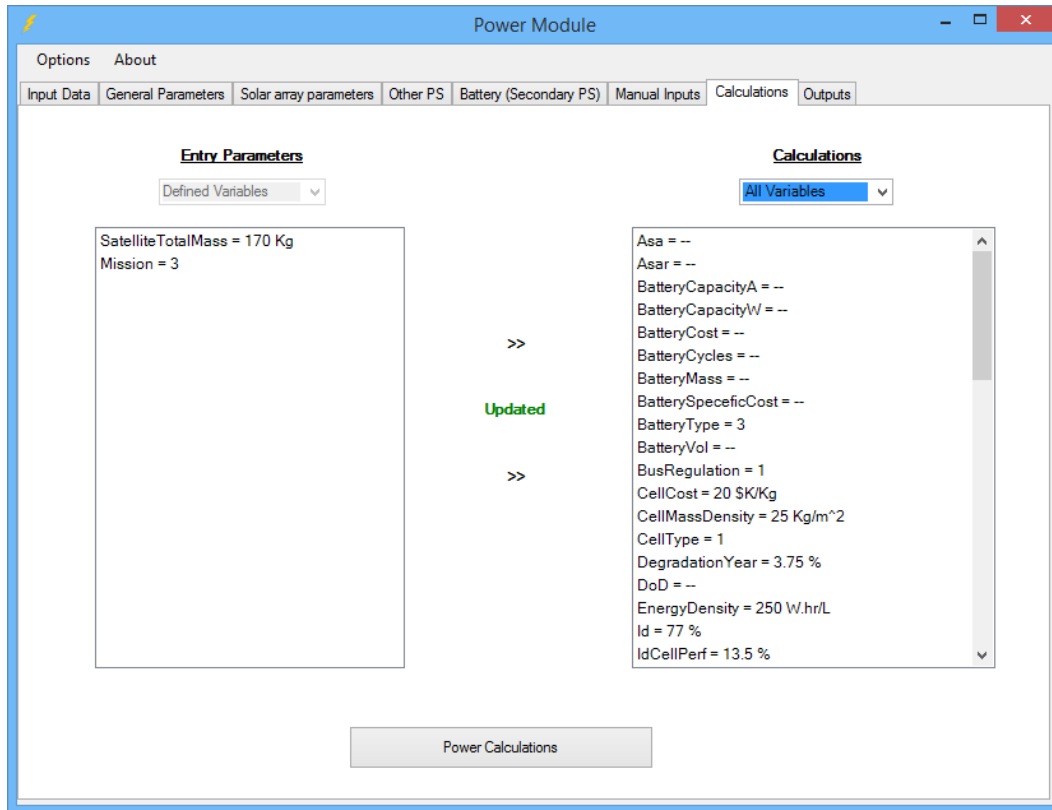


Figura 8.19. Pestaña de trabajo *Calculations* del Caso 4.

La *Figura 8.19.* muestra la pestaña *Calculations*. En ella se puede apreciar como realmente al Módulo de Cálculo únicamente le “entran” solo dos parámetros pero es capaz de sacar numerosas variables. Por supuesto y a falta de especificar más concretamente los componentes del diseño se puede ver también como muchas variables no están definidas. Entre los parámetros más relevantes que el Módulo es capaz de estimar se encuentran:

$$SolarArrayPower = EndOfLifePower = 153.303 \text{ W} \quad (8.57)$$

$$BeginningOfLifePowerCapability = 140.10 \text{ W/m}^2 \quad (8.58)$$

$$TotalPowerSubsystemMass = 45.923 \text{ Kg} \quad (8.59)$$

Además de estos tres parámetros numéricos concretos que se han destacado, el modelo estadístico ha seleccionado para esta misión células fotovoltaicas de silicio, un panel montado en la estructura (supuesta cilíndrica a no ser que se imponga otra condición) y un batería de Li-ion. Selección que a su vez determina todos los parámetros característicos medios referentes a estos componentes.

Como se puede ver, aunque se han conseguido muchos datos partiendo de un mínimo de información, todavía quedan muchos parámetros que concretar, que se podrán ir obteniendo a medida que se conozcan más detalles referentes a la misión. Por ejemplo añadiendo simplemente una estimación de la duración de la misión de 3 años se obtienen los siguientes nuevos parámetros referidos al panel solar:

$$RealSolarArrayArea = 4.058 \text{ m}^2 \quad (8.60)$$

$$BeginingOfLifePower = 171.929 \text{ W} \quad (8.61)$$

$$MaxPowerDissipation = 18.697 \text{ W} \quad (8.62)$$

$$SolarArrayMass = 22.742 \text{ Kg} \quad (8.63)$$

$$SolarArrayCost = 0.45485 \text{ M\$} \quad (8.64)$$

En cambio, para el conocimiento concreto de los parámetros referentes a la batería se necesitaría además conocer el periodo de eclipse en el que la batería debe proveer de potencia al vehículo.

Capítulo 9

Conclusiones

Tras el análisis realizado a través de los diferentes capítulos que componen el presente trabajo, se puede concluir que se ha cumplimentado el objetivo principal del desarrollo de un Módulo de Cálculo del Subsistema de Potencia Eléctrica de un Vehículo Espacial, para su implementación en la Instalación de Diseño Concurrente (CDF) del “Instituto de Microgravedad Ignacio Da Riva” (IDR/UPM).

Junto al objetivo principal, ya mencionado a lo largo del Capítulo 1, se han expuesto una serie de objetivos secundarios, o derivados de éste, que también se han cumplimentado, algunos a través del presente informe, mientras que otros a través del propio software adjunto. Es decir, la conclusión que se extrae es la consecución de todos los objetivos propuestos al inicio del proyecto, por lo que en este sentido se puede considerar un éxito.

Además de las conclusiones referentes a la consecución de los objetivos, se pueden señalar otras respecto a las particularidades y funcionalidad del trabajo realizado:

En primer lugar, se pueden destacar las ventajas del diseño concurrente, principalmente el ahorro de tiempo, que se comprueba en primera persona a través del uso del Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica junto al del resto de subsistemas, permitiendo un dimensionado mucho más rápido y eficiente que el realizado mediante una metodología de diseño tradicional. Pues una vez establecidos los requisitos y las variables de entrada que tendrá el Módulo desde la base de datos, el dimensionado completo del subsistema de potencia del vehículo llevará apenas unos minutos o menos.

En segundo lugar, se debe hacer mención a las particularidades, y dificultades, del tipo diseño que se desarrolla. A diferencia de un diseño tradicional, en el que se parte normalmente de unas especificaciones muy concretas, que además suelen estar fijadas, la adopción de la metodología concurrente implica la necesidad de adoptar un modelo que sea capaz de adaptarse lo mejor posible a múltiples posibilidades de diseño. Lo que se busca es, por tanto, un software capaz de aportar la máxima información posible referente al dimensionado del subsistema de potencia partiendo de unos datos mínimos cualesquiera, y que pueden además

variar en todo momento. En este sentido, se puede concluir, a la vista de lo expuesto en el Capítulo 8 y en el Manual anexo, que se ha logrado un software de cálculo con la flexibilidad buscada, pues es capaz de hacer frente a multitud de casos diferentes, algunos de los cuales han sido ejemplificados en el Capítulo 8.

En último lugar, hacer mención de las limitaciones del Módulo de Cálculo desarrollado. El modelo de diseño por el que se ha optado permite realizar un dimensionado básico, propio de las primeras fases del ciclo de diseño de una misión espacial (Pre-Fase A o Fase A, como se comenta en el Capítulo 4), que si bien presenta como desventaja la simplicidad de ciertos resultados, es esta “desventaja” la que permite el cumplimiento de uno de los objetivos fundamentales, haciendo posible un diseño preliminar que sea representativo de la solución final, partiendo de un número muy reducido de datos iniciales. No obstante, la posibilidad de aumentar la complejidad del modelo de dimensionado está contemplada, y tal como se comenta en el Capítulo 7, únicamente será necesario añadir al código desarrollado las ecuaciones que interrelacionen las nuevas variables de diseño, o los parámetros para establecer una conexión con una base de datos de componentes o software comercial.